

UNIVERSIDAD POLITECNICA DE MADRID

Escuela Técnica Superior de Ingeniería
y Sistemas de Telecomunicación



PROYECTO FIN DE CARRERA

**Desarrollo e implementación de un sistema
robótico aéreo con programación
tridimensional orientado al recorrido de rutas.**

MANUEL GARCÍA-MUÑOZ GÓMEZ-CAMBRONERO

Septiembre de 2014



E.T.S.I.S. TELECOMUNICACIÓN

PROYECTO FIN DE CARRERA PLAN 2000

TEMA: Sistemas Electrónicos de Control

TÍTULO: Desarrollo e implementación de un sistema robótico aéreo con programación tridimensional orientado al recorrido de rutas.

AUTOR: Manuel García-Muñoz Gómez-Cambroneró

TUTOR: Fernando Pescador

Vº Bº.

DEPARTAMENTO: SEC

Miembros del Tribunal Calificador:

PRESIDENTE: María Luisa Martín

VOCAL: Julián Nieto

VOCAL SECRETARIO: Fernando Pescador

DIRECTOR:

Fecha de lectura:

Calificación:

El Secretario,

RESUMEN DEL PROYECTO:

En la actualidad se estudia en numerosos campos cómo automatizar distintas tareas ejecutadas por aeronaves con tripulación humana. Éstas tareas son en todos los casos muy costosas, debido al gran consumo de combustible, gran coste de adquisición y mantenimiento de la propia aeronave, todo ello sin contar el riesgo para los mismos tripulantes. Como ejemplo de éstas tareas se puede incluir la vigilancia policial y fronteriza, revisiones de tendidos de alta tensión, la alerta temprana de incendios forestales y la medición de parámetros contaminantes.

El objetivo de éste proyecto será el diseño y la construcción de un prototipo electrónico empotrado basado en microcontrolador con núcleo C8051 de Silicon labs, que sea capaz de gobernar una aeronave de radiocontrol de forma transparente, de manera que en un futuro se pueda sustituir el propio aeromodelo, con la modificación de algunos parámetros, para poder incorporar sistemas de video o distintos medios de detección de variables.

El prototipo seguirá una ruta confeccionada y transferida como un archivo de texto con un formato determinado que contendrá los datos necesarios para poder navegar mediante GPS.

Agradecimientos:

A todos los profesores de la Escuela, que con su buen trabajo han conseguido sacar algo de nosotros.

A mi tutor en este proyecto, Fernando Pescador, por asentar sólidamente en mí las bases sobre las cuales se fundamenta este proyecto y por su ayuda prestada para la finalización.

A todos los compañeros de fatigas, con los cuales ha sido mucho más llevadero el largo camino hasta este punto (Juanjo, quién diría que todas esas conversaciones sobre aviones terminarían en esto).

A Cristina, por aguantar todas las divagaciones absurdas que sólo con tu paciencia, apoyo, y confianza se convierten en buenas ideas.

A la familia y amigos, que siempre están ahí cuando se les necesita.

Resumen

En la actualidad se estudia en numerosos campos cómo automatizar distintas tareas ejecutadas por aeronaves con tripulación humana.

Estas tareas son en todos los casos muy costosas, debido al gran consumo de combustible, gran coste de adquisición y mantenimiento de la propia aeronave, todo ello sin contar el riesgo para los mismos tripulantes. Como ejemplo de estas tareas se puede incluir la vigilancia policial y fronteriza, revisiones de tendidos de alta tensión, la alerta temprana de incendios forestales y la medición de parámetros contaminantes.

El objetivo de este proyecto es el diseño y la construcción de un prototipo electrónico empotrado basado en microcontrolador con núcleo C8051 de Silicon labs, que sea capaz de gobernar una aeronave de radiocontrol de forma transparente, de manera que en un futuro se pueda sustituir el propio aeromodelo, con la modificación de algunos parámetros, para poder incorporar sistemas de video o distintos medios de detección de variables.

El prototipo seguirá una ruta confeccionada y transferida como un archivo de texto con un formato determinado que contendrá los datos necesarios para poder navegar mediante GPS.

El trabajo con los modelos de motorización térmica (motores de combustión interna tipo glow, en este caso) resulta peligroso debido a la gran energía que son capaces de alcanzar. A fin de mantener la máxima seguridad durante la evolución del proyecto, se ha diseñado un proceso de tres partes independientes que permitan la correcta familiarización de los distintos componentes que se emplearán. Las fases son las siguientes:

1. Test y modelado de todos los componentes mediante pequeños montajes con protoboard de inserción y programas individuales. Se realizará mediante una tarjeta multipropósito que contendrá un microcontrolador similar en características, aunque de menor complejidad, al del prototipo final.
2. Integración de todos los componentes mediante una tarjeta especialmente diseñada que servirá de interfaz entre la tarjeta multipropósito y todo el hardware necesario para el control de un vehículo terrestre de iguales características (actuadores y motorización) al aeromodelo.
3. Diseño de un sistema embebido que concentre todos los subsistemas desarrollados en las fases anteriores y que integre todos los componentes necesarios para el gobierno de una aeronave de ala fija.

Abstract

Nowadays, the way of automating different tasks done by manned vehicles is studied.

These tasks are any case very expensive, due to large fuel consumption, costs of aircraft buying, without taking into account the risk for human crew. As an example of these tasks, we can include policing or border surveillance, maintenance of high voltage lines, early warning of forest fire and measuring of pollution parameters.

The target of this project is the design and construction of an embedded electronic prototype, based on a microcontroller with C8051 core from Silicon labs, and it will be able to controlling an aircraft transparently, in order that in the future the flying model could be changed with the modification of some parameters, and video or any variables detection systems could be added.

The prototype will follow a designed and transferred path as an plain text file with a given format, that will contain all the necessary data for GPS navigation.

Working with heat engine models (internal combustion engine, glow type, in this case) becomes dangerous due to the large energy that can be able to acquire. In order to keep the maximum safety level during the project evolution a three independent stages process have been designed, this allows familiarizing properly with the parts that will be used. The stages are as follows:

1. Test and modeling of all of the parts by little assemblies with through-hole protoboard and stand alone programs. It will be done with a multipurpose card which contains a microcontroller of similar characteristics, although less complex, of the final prototype.
2. Integrating of all of parts through a dedicated design card that will serve as interface between multipurpose card and all the necessary hardware for controlling a ground vehicle with the same characteristics (actuators and engine) of the flying model.
3. Embedded system designing that contains all the developed subsystems in the previous stages and integrates all the necessary parts for controlling a fixed-wing aircraft.

Índice.

1. Introducción, Justificación, objetivos	9
1.1. Introducción	9
1.2. Justificación	10
1.3. Objetivos	11
2. Conceptos teóricos.....	15
2.1. Geoposicionamiento	15
2.1.1. Generalidades.....	15
2.1.2. Global Positioning System (GPS).....	16
2.1.3. Norma NMEA 0183	17
2.2. Cartografía y Navegación	20
2.2.1. Cartografía: proyecciones cartográficas.....	20
2.2.2. Cartografía para navegación	21
2.2.3. Navegación: tipos de trazado	22
2.2.4. Cálculo loxodrómico inverso	22
2.2.5. Diseño de rutas y generación del archivo exportable.....	25
2.2.5.1. Proceso con Google Earth.....	26
2.2.5.2. Proceso con GPS Visualizer.....	27
2.3. Aeronáutica.....	29
2.3.1. Fuerzas implicadas en el vuelo	29
2.3.2. Ángulo de ataque y trayectoria	30
2.3.3. Maniobras en los ejes principales: superficies primarias	31
2.3.4. Superficies secundarias.....	34
2.3.5. Superficies combinadas.....	35
2.3.6. Técnica y actitudes de vuelo	36
2.3.6.1. Vuelo recto y nivelado: Crucero	37
2.3.6.2. Cambios de rumbo: Virajes.....	37
2.3.6.3. Ascensos.....	40
2.3.6.4. Descensos	42
2.4. Sistemas de control: Reguladores PID.....	43
2.4.1. Significado y contribución de los términos.....	44
3. Desarrollo Hardware y Software	47
3.1. Primera fase: Tarjeta genérica y hardware común.....	47
3.1.1. Tarjeta genérica.....	47
3.1.2. Servomotores	48
3.1.3. Emisora RF	49

3.1.4. Interfaz RS232-Bluetooth	50
3.1.5. Batería Li-po	51
3.1.6. SFR02	51
3.1.7. GPS PMB-64	52
3.1.8. Memoria externa	52
3.1.9. IMU 10DOF	54
3.2. Segunda fase: Prototipo robótico terrestre	56
3.2.1. Diseño hardware	57
3.2.2. Diseño software.....	58
3.3. Tercera fase: Prototipo robótico aéreo	61
3.3.1. Diseño hardware	61
3.3.2. Hardware específico.....	64
3.3.2.1. Velocidad del aire	64
3.3.2.2. Circuito supervisor	67
3.3.2.3. Entradas analógicas.....	71
3.3.2.4. Diseño de la PCB	73
3.3.3. Presupuesto	77
3.3.4. Diseño software.....	78
3.3.4.1. Planificación por tareas e interrupciones	78
3.3.4.2. Bus I2C: Lectura e interpretación de la IMU	79
3.3.4.3. Bus SPI: Gestión de la memoria flash.....	92
3.3.4.4. UART1: Comunicación con el usuario	97
3.3.4.5. UART0: Recepción GPS.....	100
3.3.4.6. Autómata de control de vuelo	103
4. Pruebas.....	105
4.1. Pruebas de la segunda fase: Prototipo terrestre.....	106
4.1.1. Primer test: Línea recta	107
4.1.2. Segundo test: Ruta cerrada a campo abierto	109
4.1.3. Conclusiones del primer test de campo.....	112
4.2. Pruebas de la tercera fase: prototipo aéreo.....	115
4.2.1. Pruebas en tierra.....	116
4.2.2. Pruebas aéreas.....	124
5. Conclusiones.....	131
5.1. Estado final y trabajo futuro	132
6. Bibliografía.....	133

1. Introducción, Justificación, objetivos.

1.1. Introducción.

En la actualidad existen numerosas iniciativas, tanto públicas como privadas, para el desarrollo de prototipos de Vehículos Aéreos No Tripulados o VANTs (más conocidos como drones ó UAVs, por las siglas en inglés Unmanned Aerial Vehicles).

En su origen tras la primera guerra mundial, los VANTs consistían en aeronaves convencionales a la que le eran sustituidos los mandos de actuación humana (palancas, poleas e hidráulica) por otros de actuación eléctrica con el objetivo de que un operador desde tierra pudiera controlar el vuelo sin necesidad de transportar tripulación a bordo. Estas aeronaves se convertían entonces en lo que la actualidad se conoce como aviones a radiocontrol, y permitían, sin pérdidas humanas, un uso destructivo de las mismas, principalmente para el desarrollo y entrenamiento del armamento antiaéreo y muy posteriormente para la comprobación dinámica de las medidas de seguridad empleadas tanto en aviación militar como civil.

La gran dificultad que acarreaba el pilotaje de este tipo de aeronaves era que al no existir todavía sistemas de telemetría fiables (hay que considerar que el simple manejo por radiocontrol ya era todo un logro) había que darle a los controladores un punto de vista válido para su control, bien situándoles en lugares sobre elevados habilitados o en aeronaves que circulaban próximas al radio controlado. Debido a este problema, su utilidad real era más bien poca, y aún hoy en día con los modernos sistemas telemétricos y de transmisión de video a largas distancias lo sigue siendo, pues produce un sobre coste que hace que su empleo se reduzca a tan sólo operaciones de extremado riesgo para los hipotéticos tripulantes.

El punto de inflexión se produce con la aparición de las Unidades de Medición Inercial, conocidas como IMUs por sus siglas en inglés. Estas unidades constaban de varios discos rotatorios (giroscopios), que gracias a la conservación del momento angular, eran capaces de medir y registrar cambios en la trayectoria y variaciones de aceleración en la aeronave, por lo que con una configuración mecánica podían ser empleados para corregir la trayectoria y por tanto eran capaces de recorrer una línea recta con más o menos exactitud. La adición de estas primitivas IMUs supuso un gran avance para la navegación aérea, naval y espacial, llegando a implementar el sistema de medición de los pilotos automáticos.

Gracias a estos avances surge en el año 1995 el primer UAV diseñado como tal, el General Atomics MQ-1 Predator. Se trata de una aeronave de 14,8 m de envergadura y 8.23 m de longitud, con un peso en vacío de 512 kg y una capacidad de carga de su mismo peso para el despegue. Dotado de un motor de 4 cilindros de 74 kW (101 CV) es capaz de realizar misiones de 1.100 km a velocidad crucero de 130 - 165 km/h.

Cada uno de los primeros modelos tenía un coste de 3,2 millones de dólares, y aunque caros, quedó demostrada sobradamente su utilidad, ya que posteriormente durante la guerra de Kosovo, los obsoletos radares soviéticos empleados por la defensa yugoslava eran capaces de detectar incluso a los aviones furtivos (el 27 de marzo de 1999 se produce el primer y único derribo sin víctimas de un F-117, aeronave invisible al radar), lo que dificultaba enormemente las tareas de reconocimiento de las fuerzas aliadas de la OTAN.

Los equipos electrónicos del MQ-1 Predator permitían su uso tanto automático como manual. Podía ser controlado manualmente por dos operarios (un piloto y un encargado de las distintas ópticas) conectados a la aeronave bien por conexión por satélite como por enlace directo a larga distancia. Aunque el gran avance es que contaba con un sencillo procesador de vuelo, lo que le permitía recorrer rutas prediseñadas, o aprender y memorizarlas durante el vuelo.

En actuaciones posteriores se perdieron gran parte de los aparatos desplegados, las comunicaciones no eran lo suficientemente seguras y eran susceptibles de ser interferidas o hackeadas, y su procesador de vuelo no era capaz de superar las inclemencias atmosféricas lo que no le permitía regresar a casa con seguridad.

Posteriormente, con los nuevos modelos desarrollados, se han ido perfeccionando los ordenadores de vuelo hasta el punto de producirse el 11 de julio del 2013 el primer despegue y aterrizaje de un UAV sobre un portaaviones de la marina de los EEUU. Se trata de un X-47B, con una envergadura de 19 metros y una longitud de 12 metros de motor a reacción, diseñado en 2007 por la empresa norteamericana Northrop Grumman, que también construyó el avión espía Global Hawk, sucesor del Predator.

1.2. Justificación

Como en otras numerosísimas ocasiones, no se ha tardado en encontrar aplicaciones civiles para esta tecnología de origen militar, lo que conlleva la incursión en los mercados de empresas con proyectos basados en ésta tecnología. Se prevé que para los próximos 10 años la industria de los UAVs aumentará en 60.000 millones de euros debido a los huecos de mercado existentes, en los que no es rentable (bien por coste o bien por riesgo humano) el uso de aeronaves convencionales en determinadas actividades.

Ejemplos de estas actividades son la vigilancia exhaustiva de fronteras, por inmigración ilegal o por narcotráfico; la vigilancia y control agroforestal de cultivos, aviso temprano y extinción de incendios, erradicación de plagas por fumigación; control del tráfico rodado; revisión de líneas de tendido eléctrico, oleoductos o gaseoductos; exploración y búsqueda de

supervivientes en lugares catastróficos, como desastres nucleares, volcanes, inundaciones, terremotos, tsunamis o corrimientos de tierras.

1.3. Objetivos.

El principal objetivo es el desarrollo de un prototipo electrónico empotrado, cuyo núcleo de procesado será un microcontrolador de la familia 80C51, que disponiendo de los periféricos, sensores y actuadores específicos sea capaz del gobierno de todas las características propias de una aeronave de ala fija, timón ortogonal y con motor de explosión tipo glow.

El desarrollo de este proyecto se realizará en las siguientes fases:

1. Estudio de conceptos teóricos básicos de navegación y geoposicionamiento.
2. Estudio de conceptos teóricos básicos de aeronáutica y gobierno de la aeronave.
3. Desarrollo de un método para la confección y transmisión de rutas.
4. Estudio de conceptos teóricos básicos de control de procesos.
5. Diseño de la interfaz física-electrónica, que formará la IMU, mediante el uso de sensores para la medida de las distintas variables físicas necesarias para el vuelo.
6. Diseño de la interfaz electrónica-física, que formarán los actuadores que controlarán las distintas superficies de control.
7. Diseño de los sistemas auxiliares que posibilitará el funcionamiento del microcontrolador, como las fuentes de alimentación, las etapas de entrada para los sensores analógicos y digitales, las etapas de potencia para los actuadores, etc.
8. Estudio de los distintos buses y protocolos que posibilitarán la comunicación con los periféricos.
9. Estudio de los equipos usados para el radiocontrol y decodificación de las señales.
10. Estudio de las memorias externas no volátiles, que posibilitará el almacenamiento de las configuraciones, variables, y el registro de vuelo (caja negra).
11. Desarrollo de una interfaz para la diagnosis pre vuelo de todos los sistemas.
12. Implementación del diseño en una primera fase que servirá para cerciorarse del correcto aprendizaje de los fundamentos teóricos, del correcto funcionamiento del software y hardware mediante programas sencillos y montaje en placa de prototipos de cada uno de los periféricos, desarrollado en la Fase 1 (Capítulo 3.1) de la presente memoria.
13. Implementación de un primer prototipo e integración sobre un vehículo terrestre, donde se comprobará el correcto ensamblaje de todo el hardware necesario para la navegación y control del vehículo, desarrollado en la Fase 2 (Capítulo 3.2) de la presente memoria.
14. Estudio del hardware específico empleado en las aeronaves para la medición de los distintos parámetros de vuelo.

15. Desarrollo de un prototipo final que integrará todo el software y hardware desarrollado en fases anteriores, y que poseerá toda la capacidad de medición de variables, cálculo de los parámetros de vuelo, toma de decisiones, y actuación sobre los distintos órganos de control que gobierna la aeronave. Desarrollado en la Fase 3 (Capítulo 3.3) de la presente memoria.
16. Test del prototipo aéreo en pista y comprobación del correcto funcionamiento de todo el conjunto.

En el diagrama contenido en la figura 1.1. se muestra el proceso que originará el fichero que contendrá la ruta para el test. Se edita una ruta en 2D mediante una aplicación cartográfica que se convierte en un fichero de texto al que se añade la información 3D relativa a la altitud. Transmitida al prototipo, este devuelve la ruta memorizada para la correcta verificación, que de ser importada al programa cartográfico anterior, mostrará los distintos cambios de altitud establecidos.

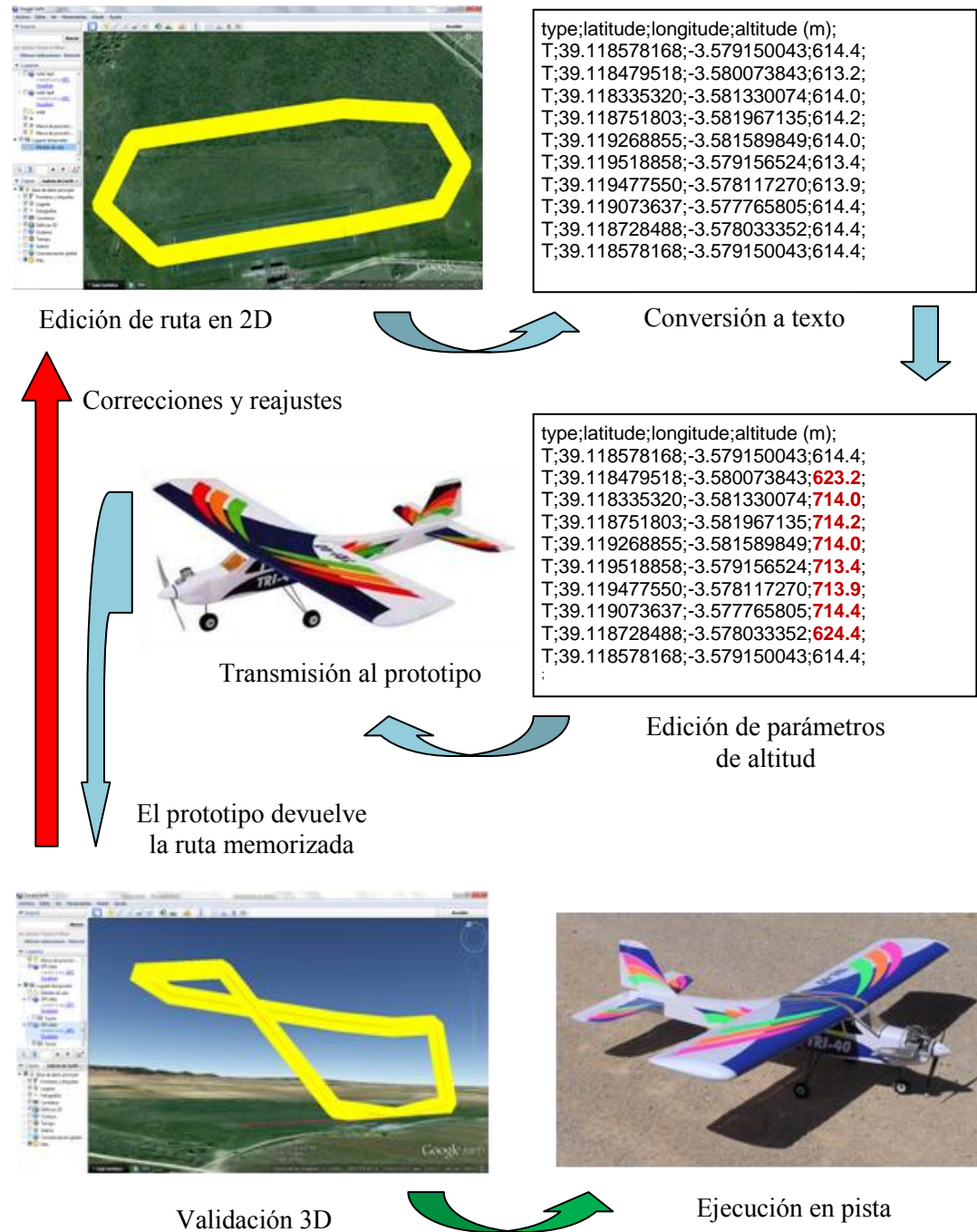


Figura 1.1. Diagrama de flujo del test. Será el proceso de la comprobación del correcto funcionamiento del prototipo.

2. Conceptos teóricos.

En éste capítulo se realiza una breve introducción de los conceptos teóricos de los que se hará uso o mención a lo largo del desarrollo del proyecto. De la amplia bibliografía existente se ha realizado una edición de aquellos conceptos considerados básicos para la correcta interpretación de las ideas y decisiones tomadas, y por lo tanto, de los diseños a los que dan lugar.

El desarrollo teórico seguirá una secuencia similar al aprendizaje que seguiría un aspirante humano para obtener una titulación de piloto, sin embargo al final, será una máquina quien sintetice en la fase de diseño el conocimiento con el objetivo del gobierno de la aeronave.



Figura 2.1. Aportación de los conceptos teóricos al desarrollo SW y HW.

2.1. Geoposicionamiento.

2.1.1. Generalidades.

El geoposicionamiento consiste en situar un punto sobre la esfera terrestre utilizando como referencia los meridianos y paralelos.

El meridiano 0° coincide con el meridiano de Greenwich, es la línea imaginaria que une los polos y que transcurre por el observatorio de esta localidad inglesa. El paralelo 0° coincide con el ecuador, que es un plano perpendicular al eje de rotación de la tierra.

Por extensión tridimensional, los meridianos se determinan por los círculos máximos (círculos resultantes de cortes que pasan por el centro de la esfera terrestre) cuyo desfase se mide de -180° a 180°. A diferencia de los meridianos, los paralelos no son círculos máximos, sino que son cortes paralelos al plano del ecuador (el único círculo máximo de los paralelos es el ecuador, el resto no pasan por el centro), y son medidos de -90° a 90°.

Una vez situadas las referencias sobre la superficie terrestre, se puede determinar la posición de un punto medida en grados. La distancia en grados tomada desde el meridiano de Greenwich establece la longitud, y la distancia entre paralelos representa la latitud. A la hora de realizar cálculos, las latitudes al norte (N) del ecuador se consideran positivas, mientras que las que quedan al Sur (S), negativas. Lo mismo ocurre con las longitudes, las que quedan al oeste (O ó W) de Greenwich se consideran negativas, y las del este (E) positivas.

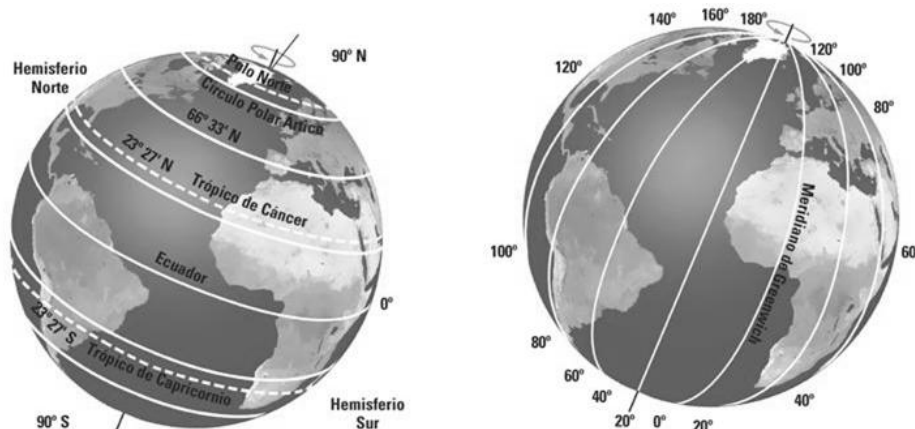


Figura 2.2. Representación gráfica de meridianos y paralelos.

Existen distintas formas para expresar coordenadas, las dos principales son en forma de grados (bien en decimales, con minutos decimales o con segundos decimales), o con coordenadas UTM (Universal Transversal Mercator), pero las que más interesan son las primeras, ya que la información básica que ofrecen los receptores GPS está dada en este formato.

El formato sería el siguiente, para un punto en la entrada de la EUITT sita en Campus Sur de la UPM:

	Latitud	Longitud
Grados decimales	40.388974° N	3.629241° O
Grados y minutos decimales	40° 23.338' N	3° 37.754' O
Grados, minutos y segundos	40°23'20.31" N	3°37'45.27" O

	Abscisa	Norte	Huso y Zona
Universal Transversal Mercator (UTM)	446594.00 m E	4471121.00 m N	30T

2.1.2. Global Positioning System (GPS).

El sistema de posicionamiento global, más conocido por sus siglas en inglés GPS, consiste en una constelación de 24 satélites, más tres de respaldo, tipo Navstar, que orbitan a 20.200 km sobre la Tierra cuyas trayectorias están sincronizadas para cubrir toda la superficie del planeta.

Todos ellos emiten una señal única, conocida como *Space Vehicle Number & Pseudorandom Code Number*, que a grandes rasgos transmiten una información horaria y un conjunto de mensajes que indican, entre otras cosas, su posición en el espacio y el estado de salud del satélite (por si la información recibida del mismo ha de ser descartada por avería o falta de sincronismo). La información horaria que transmiten proviene de un conjunto de hasta cuatro relojes atómicos de cesio y rubidio que cada satélite contiene en su interior, y que son actualizados periódicamente desde una estación terrestre en Colorado (EEUU).

Para la localización de un punto sobre la superficie terrestre es necesario un receptor GPS. Actualmente son de bajo coste y muy reducido tamaño lo que permite ser integrados en la mayoría de sistemas electrónicos portátiles. Cada receptor posee varios canales de entrada para posibilitar la recepción simultánea de los mensajes emitidos por varios satélites.

El método empleado para determinar la posición es la triangulación, es decir, mediante el cálculo del retardo de tres señales recibidas convenientemente se estima la distancia a cada uno de los emisores cuya posición es conocida. En teoría este cálculo da como resultado la posición con dos coordenadas del receptor con cierto margen de error, pero en realidad, para llevarse a cabo sería necesario que el mismo receptor dispusiera de una referencia horaria sincronizada atómicamente con la de los satélites, circunstancia que por economía y por volumen es técnicamente poco práctica.

Para resolver la sincronización del receptor se emplea la señal de al menos un cuarto satélite, del que además se obtiene la tercera coordenada, que es la altitud respecto el nivel del mar. Una vez sincronizado el receptor y establecida la latitud, la longitud y la altitud actual se considera que la hora UTM obtenida es tan precisa como si fuera sincronizada atómicamente con cada uno de los relojes de a bordo en los satélites. Se establece por tanto, que el contacto con el mínimo número de satélites a la vista en línea recta para la sincronización del GPS es de 4 satélites.

2.1.3. Norma NMEA 0183.

La especificación que regula la comunicación con los receptores GPS es la NMEA 0183, definida y controlada por la organización estadounidense National Marine Electronics Association. Es una especificación combinada de comunicaciones eléctricas y protocolos de datos, que establece el medio y el método mediante el cual se comunican los distintos instrumentos de navegación marítimos, terrestres y aéreos.

Se establecen una serie de tramas normalizadas de caracteres ASCII, que forman sentencias. Cada sentencia está formada por una cabecera iniciada por “\$” más dos identificadores, el de dispositivo (talker ID, que en el caso de los GPS es “GP”), y el de

sentencia (sentence ID); a continuación campos separados por “,” que contienen la información útil y un checksum opcional finalizado con un “Return”.

Cada uno de los GPS existentes en el mercado ofrece un mayor o menor número de sentencias dependiendo de su finalidad, estas pueden ir desde las más básicas, que ofrecen tan sólo la posición, altitud y estado de la sincronización, hasta las más avanzadas, que incluyen instrucciones detalladas para los pilotos automáticos.

Las sentencias NMEA correspondientes a los receptores GPS son las siguientes (todas van precedidas del talker ID =”GP”):

AAM - Waypoint Arrival Alarm	RMB - recommended navigation data for gps
ALM - Almanac data	RMC - recommended minimum data for gps
APA - Auto Pilot A sentence	RTE - route message
APB - Auto Pilot B sentence	TRF - Transit Fix Data
BOD - Bearing Origin to Destination	STN - Multiple Data ID
BWC - Bearing using Great Circle route	VBW - dual Ground / Water Spped
DTM - Datum being used.	VTG - Vector track an Speed over the Ground
GGA - Fix information	WCV - Waypoint closure velocity (Velocity Made good)
GLL - Lat/Lon data	WPL - Waypoint Location information
GRS - GPS Range Residuals	XTC - cross track error
GSA - Overall Satellite data	XTE - measured cross track error
GST - GPS Pseudorange Noise Statistics	ZTG - Zulu(UTC) time and time to go (to destination)
GSV - Detailed Satellite data	ZDA - Date and Time
MSK - send control for a beacon receiver	
MSS - Beacon receiver status information.	
RMA - recommended Loran data	

De todas ellas, dos son las que se consideran esenciales debido a su contenido:

-Trama RMC (Recommended Minimum sentenCe), es la esencial para la obtención del GPS PVT (Posición Velocidad Tiempo):

\$GPRMC,175756.000,A,3907.09640,N,00334.81294,W,0.1,185.2,260213,2.4,E,A*19

\$GP	Inicio de trama y Talker ID.
RMC	Trama RMC.
175756.000	Hora UTC, las 17horas, 57minutos y 56 segundos.
A	Estado del receptor, A=Activo V=Void.
3907.09640,N	Latitud: 39° 07,09640" Norte
00334.81294,W	Longitud: 003° 34,81294" Oeste
0.1	Velocidad sobre el suelo en nudos.
185.2	Ángulo de la trayectoria en grados.
260213	Fecha: 26 de febrero del 2013.
2.4,E	Variación magnética: 2,4° Este
A	Dato, A=Activo V=Void.
*19	Checksum, siempre empieza por *.

-Trama GGA, proporciona los datos esenciales para facilitar la localización 3D y su precisión.

\$GPGGA,175756.000,3907.09640,N,00334.81294,W,1,09,0.9,619.4,M,50.5,M,,*47

\$GP	Inicio de trama y Talker ID.
GGA	Trama GGA.
175756.000	Hora UTC, las 17horas, 57minutos y 56 segundos.
3907.09640,N	Latitud: 39° 07,09640" Norte
00334.81294,W	Longitud: 003° 34,81294" Oeste
1	Calidad GPS: 0=Inválido. 1=GPS SPS (Standard Positioning Service) 2=DGPS (GPS Diferencial) 3=PPS (Precise Positioning Service) 4=Real Time Kinematic 5=Float RTK 6=Estimado (Cálculo por pérdida) 7=Por entrada manual 8=Por simulación
09	Número de satélites en seguimiento.
0.9	Dilución horizontal de la posición.
619.4,M	Altitud sobre el nivel del mar: 619,4m

50.5,M	Altura del geoide (nivel medio del mar) sobre el elipsoide WGS84
*47	Checksum, siempre empieza por *.

2.2. Cartografía y Navegación.

2.2.1. Cartografía: proyecciones cartográficas.

La masa terrestre posee una geometría casi esférica, a la que se denomina geoide, definida por la superficie equipotencial del campo gravitatorio a la altura del nivel del mar, y achatada por los polos debido a la fuerza centrífuga, con lo cual realmente tiene forma de elipsoide.

La cartografía es la encargada de plasmar lo más fielmente posible el elipsoide sobre un soporte plano, denominado mapa cartográfico.

Para conseguir una representación fidedigna de la superficie de una esfera sobre un plano ha de valerse de distintas proyecciones que provocarán distintas deformaciones, y serán escogidas según el propósito al que será destinado el mapa.

Principalmente existen tres propiedades que interesarían que no sufrieran deformación, que son las líneas de referencia, el área de la superficie y las distancias entre puntos, pero son imposibles de conservar a la vez, por lo que se emplearán dependiendo de la utilidad final del mapa.

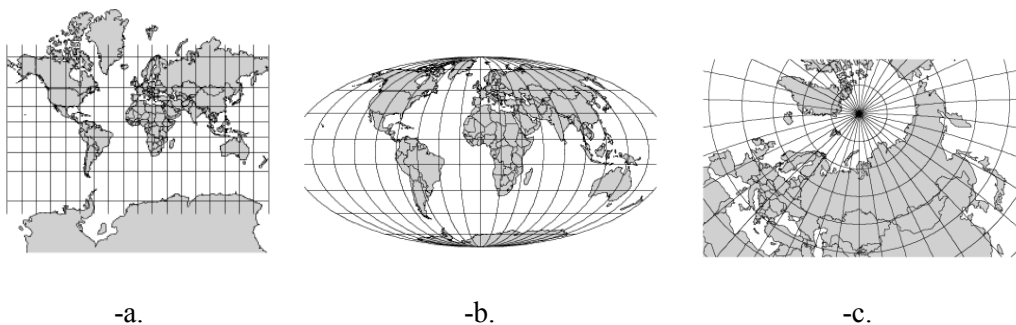


Figura 2.3, distintas proyecciones cartográficas. Fuente: wikipedia.org.

- a. Las líneas de referencia son paralelos y ortogonales entre sí (Proyección conforme).
- b. El área de la superficie terrestre constante en todos los puntos del mapa (P. equivalente).
- c. Las distancias entre puntos (Proyección equidistante).

2.2.2. Cartografía para navegación.

La proyección de Mercator es la primera carta concebida especialmente para la navegación, creada por Gerardus Mercator en 1569 y ampliamente usada para este fin desde el siglo XVIII.

La principal característica de los mapas generados mediante esta proyección es que permite la navegación loxodrómica, que consiste en trazar una línea recta entre dos puntos (origen y destino), y la dirección de ésta traza se mantendrá constante durante todo el viaje desde el origen hasta el destino. Se produce de ésta manera el corte con todos los meridianos que atraviesa con un ángulo constante denominado rumbo.

Esta particularidad facilita enormemente la navegación, por lo que para la planificación de una ruta se pueden usar herramientas que empleen mapas de proyección de Mercator, como por ejemplo Google maps, y por extensión Google Earth. El rumbo calculado a partir de la recta que une los puntos origen y destino será la ruta más fácil de calcular.

Sin embargo, al tratarse la carta de Mercator de una proyección que no respeta los ángulos reales entre meridianos y paralelos, no siempre que trazamos una recta entre dos puntos será el camino más corto a realizar sobre la esfera terrestre. Por definición, el camino más corto que une dos puntos en la superficie de una esfera es la distancia ortodrómica, que consiste en un arco cuyo diámetro es igual al diámetro de la esfera, esto es, el arco del círculo máximo que pasa por ambos puntos.

Para poder trazar en una carta de navegación un arco ortodrómico se ha de tomar una cuya proyección sea equidistante, es decir, la recta mínima resultante entre dos puntos será la distancia ortodrómica, por tanto, la menor distancia posible.

2.2.3. Navegación: tipos de trazado.

Se puede entonces diferenciar dos tipos de navegación:

-Navegación Loxodrómica: Es la que resulta de unir dos puntos mediante una recta en una carta mercatoriana, y se calcula a partir de las relaciones trigonométricas planas. El rumbo calculado mediante ésta técnica se ha de mantener constante a lo largo de todo el viaje, y todos los meridianos que son atravesados lo son siempre con el mismo ángulo (o rumbo). La principal ventaja de este método de navegación reside en que es fácil mantener un rumbo constante mediante un instrumento sencillo como una brújula, puesto que es una recta la que ha de seguirse. Sin embargo, la distancia recorrida no será la menor posible, y dependiendo del incremento de longitud que se requiera puede resultar una ruta muy ineficiente.

-Navegación Ortodrómica: Es la que resulta de unir dos puntos sobre la esfera terrestre mediante un arco contenido por un círculo máximo y se calcula mediante las relaciones trigonométricas esféricas. La trayectoria obtenida no es una recta, por lo que el rumbo no es constante durante el trayecto, y cada meridiano es atravesado con un ángulo distinto. La principal ventaja es que la distancia recorrida será la mínima posible, sin embargo no es fácil seguir un rumbo que no es constante y cambia según el incremento de la longitud recorrida.

Una de las soluciones de compromiso alcanzadas consiste en que para trayectos cortos de menos de 300 millas se acepta la navegación loxodrómica. Para trayectos de más de 300 millas es imperativo el uso de la navegación ortodrómica.



Figura 2.4. Dos rutas con el mismo origen y destino sobre una proyección de Mercator, en azul la ruta ortodrómica, la más corta posible, y en rojo la loxodrómica, 156Km más larga.

2.2.4. Cálculo loxodrómico inverso.

Contemplando la finalidad de este proyecto se descarta la utilidad del cálculo ortodrómico, ya que el alcance del prototipo se limita a unos pocos kilómetros. Se desarrollará por lo tanto el método loxodrómico inverso.

El objetivo es calcular el rumbo y la distancia entre dos puntos conociendo sus coordenadas. El rumbo será la orientación (respecto al norte) de la línea recta que une ambos puntos.

La mayor simplificación a la hora de aligerar el cálculo trata en considerar el área en el que se mueve el vehículo es tan pequeña respecto a la superficie terrestre total, que es prácticamente un plano en vez de un casquete. De este modo se ahorra el cálculo trigonométrico esférico y se limita al uso de relaciones trigonométricas planas.

Para establecer los signos de las coordenadas se divide la carta en cuadrantes como un plano cartesiano mediante el meridiano y el paralelo 0°. Latitudes al norte del ecuador son positivas, y al sur, negativas. Al igual con las longitudes, al este del meridiano de Greenwich son positivas, y al oeste negativas.

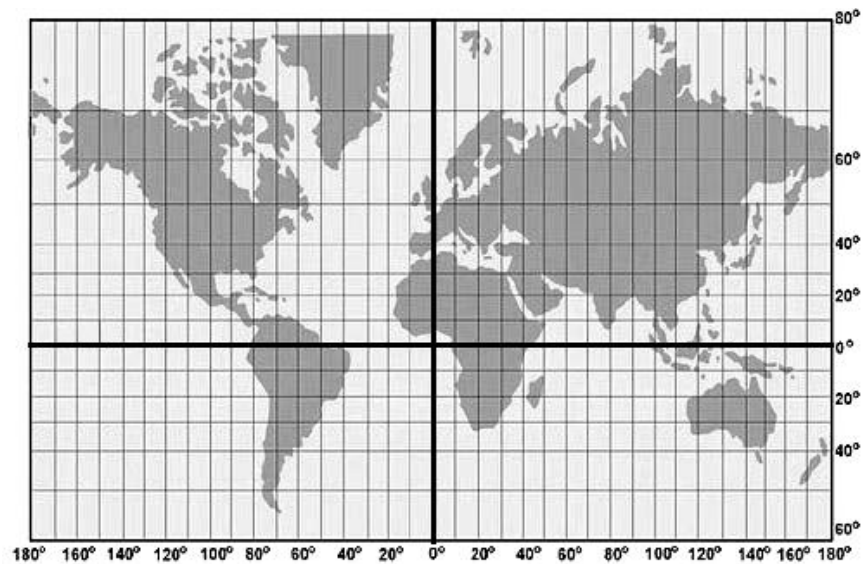


Figura 2.5. Cuadrantes en proyección de Mercator. Fuente sistemaposicionamientogs.com

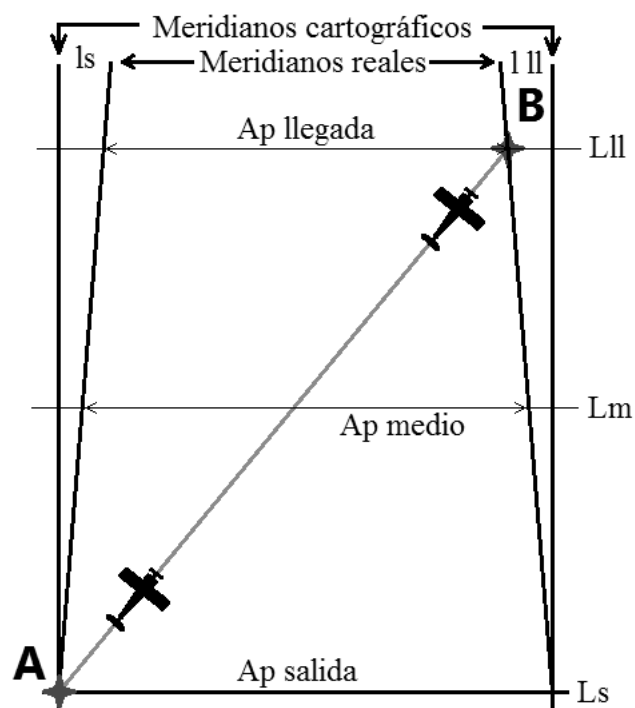


Figura 2.6. Modelo gráfico para el cálculo loxodrómico inverso.

Los datos de partida son las coordenadas de origen (Punto A) y destino (Punto B).

A = latitud de salida (Ls) y longitud de salida (ls)

B = latitud de llegada (Lll) y longitud de llegada (l ll)

Conocidas las coordenadas en grados se convierten en radianes para su correcta operación con las funciones trigonométricas incluidas en la librería “math.h” en C.

a. Cálculo de los incrementos:

Incremento de longitud: $\Delta l = l ll - ls$

Incremento de latitud: $\Delta L = L ll - Ls$

b. Cálculo del Apartamiento (Ap):

Debido a que los meridianos no son paralelos entre sí, la distancia entre ellos es menor cuanto más se alejan del ecuador, por ello se calcula el Apartamiento (Ap). El apartamiento es la diferencia de longitudes en arcos distintos del ecuador, y para distancias menores de 600 millas se calcula a partir de la latitud media (Lm):

$$Lm = \frac{Ls + Lll}{2}$$

$$Ap = \Delta l \cos (Lm)$$

c. Cálculo del rumbo:

$$\text{Rumbo} = \arctan \left(\frac{Ap \text{ medio}}{\Delta L} \right)$$

El rumbo ha de expresarse en término de 0° a 360°, siendo 0° el norte. Para situar la tangente en el cuadrante correcto:

-Apartamientos al Oeste (W) son negativos.

-Incrementos de Latitudes al Sur (S) son negativos.

Ó se puede emplear la función “atan2()” incluida en “math.h” que ya incluye el encuadre en el resultado. En caso de resultados negativos, sumar 360°.

d. Cálculo de la distancia:

Con el triángulo rectángulo obtenido y mediante el teorema de Pitágoras:

$$D = \sqrt{Ap^2 + \Delta L^2}$$

2.2.5. Diseño de rutas y generación del archivo exportable.

El sistema espera recibir una trama de caracteres ASCII con un formato organizado como una tabla, con un número variable de líneas, compuestas por columnas o campos separados por el carácter “;”. Si cualquier campo excede de 15 caracteres se considera que se ha producido un error en la transmisión.

El formato está pensado para que sea fácil de entender, editar, importar y exportar por el operador, y a la vez de fácil procesado para el prototipo. La primera línea incorpora un carácter de control, “\$”, que indica el comienzo de la transmisión (la emisora debe estar en modo manual), y las cabeceras que indican en que columna se encuentra cada campo.

Aunque soporta la recepción de un número indeterminado de campos (para futuras mejoras), tan sólo es susceptible a los cuatro primeros:

\$type;lat;lon;alt
① ② ③ ④ ⑤

- ① \$: Carácter de control, inicio de transmisión de ruta.
- ② type: Tipo de waypoint. Determina la acción a realizar.
- ③ lat: Latitud, admite latitud o latitude (en inglés) para poder importar fácilmente.
- ④ lon: Longitud, admite longitud o longitude (en inglés).
- ⑤ alt: Altitud en metros. Admite altitud (m) y altitude (m) (en inglés).

La segunda línea y las que prosiguen contienen la información sobre los waypoints (coordenadas de los puntos de ruta que contienen información adicional como la altitud y acción a realizar, entre otros parámetros), cuyos campos también están separados por “;”, el final de la línea lo delimita el carácter “salto de línea”, y se finaliza la transmisión con una línea que tan sólo contiene el control “%”.

Al recibir el carácter “salto de línea” se guarda el nuevo waypoint en la memoria no volátil, y se admiten tantos como admita la capacidad de la memoria. Cuando se recibe la línea con “%” se da por finalizada la transmisión, y se devuelve un resumen de la ruta consistente en la misma tabla que se ha recibido (con lo cual es fácil detectar donde se ha producido el error) y el cálculo de la distancia total estimada, para ser comparada con la ruta diseñada.

Es necesario validar o rechazar con “s” y “n” si la ruta memorizada es correcta, instante a partir del cual el prototipo queda en disposición de comenzar la ruta por el primer waypoint en el momento que se conmute la emisora de manual a automático.

② T;39.1184333;-3.5796408;613.8; ①
... ③ ④ ⑤
T;39.1184333;-3.5796408;613.8; ⑥
⑦ %


① Primer waypoint.
② Tipo de waypoint (T=Track, punto de paso).
③ Latitud, en grados decimales.
④ Longitud, en grados decimales
⑤ Altitud, en metros.
⑥ Último waypoint.
⑦ Fin de la ruta.


Pese a que el formato de la trama se ha pensado en forma de tabla para que su edición resulte lo más sencillo posible, la confección de una ruta con múltiples waypoints puede resultar una ardua tarea por la cantidad de cifras que se manejan. La variación en tan sólo un dígito de una coordenada puede significar una diferencia de cientos de kilómetros en la ruta programada y significaría la búsqueda del error manualmente coordenada por coordenada.

Por ello se ha pensado en un proceso de diseño con herramientas gratuitas que permita la confección del archivo con tan sólo dibujar sobre un mapa con vista por satélite. Las herramientas empleadas son el programa “Google Earth” para el trazado de la ruta y el traductor de lenguajes cartográficos “GPS Visualizer” disponible en www.gpsvisualizer.com.

En Google Earth es muy fácil el trazado y guardado de rutas mediante la herramienta “Mostrar regla / Ruta”, sin embargo ninguno de los dos formatos de archivos que maneja son de fácil comprensión.

2.2.5.1. Proceso con Google Earth.

1. Ejecutar Google Earth, y buscar en el mapa la región en la que se establecerá la ruta.
2. Pulsar el icono  “Mostrar regla” de la barra de herramientas y seleccionar la pestaña Ruta.
3. El icono cambia a un punto de mira, y pinchando sobre el mapa se establece el primer waypoint. Pinchando en otros puntos el programa traza la línea loxodrómica entre los dos puntos, aunque si la distancia es corta se considera que coincide con la ortodrómica.
 - 3.1. Pinchando sucesivamente sobre el mapa se añaden nuevos puntos, pudiéndose modificar pinchando y arrastrándolos a una nueva coordenada.
 - 3.2. El programa añade nuevos puntos a continuación del último editado, representado con el color azul, por lo que es posible añadir puntos intermedios entre dos ya situados pinchando sobre el anterior y cambiando su color de rojo a azul.
 - 3.3. Para continuar la ruta se ha de seleccionar el último para seguir añadiendo trazado.

- 3.4. Para concluir una ruta cerrada se crea el punto final y se arrastra hasta unir con el primero creado.
- Finalizada la edición de la ruta se pulsa guardar y se complementa con el nombre, la descripción, estilo y color de la línea, y las unidades de medida empleadas para la medida (deben ser metros). La altitud debe estar sujeta al suelo. Pulsar aceptar.
 - Ahora la ruta está guardada en “lugares”, el menú vertical de la izquierda. Para generar el archivo hacer click derecho sobre el icono de la ruta  Medida de ruta y seleccionar “Guardar lugar como...”. Los dos formatos posibles son “*.kmz” y “*.kml”, que son comprimidos y sin comprimir respectivamente, se aconseja sin comprimir. Si se abren los archivos generados con un visor *.txt se comprueba que comprimido es ilegible por completo, y sin comprimir se pueden buscar las coordenadas pero no aparecen de manera ordenada.

2.2.5.2. Proceso con GPS Visualizer.

Este proceso sirve para conformar el archivo y para añadir el dato de la altitud para la navegación 3D, ya que Google Earth no ofrece esta funcionalidad.




- Dirigirse a la web: www.gpsvisualizer.com, y pinchar:  **Convert to plain text.**
- Pinchar “Examinar” y subir el archivo generado *.kmz o *.kml.
- Seleccionar “Plain text delimiter: semi-colon”, que incluirá el delimitador “;”.
- Seleccionar “Add DEM elevation data: From best available source”, para añadir la altura de los puntos.
- Desplegando “[+] show advanced options”, se pueden seleccionar numerosas opciones para la visualización de los waypoints en Google Earth, pero será información obviada por el prototipo.
- Pulsar . La web ofrece sobre un cuadro de texto la ruta con el formato esperado. Aunque pueden aparecer numerosos campos que carecen de importancia para el prototipo, se observa que los cuatro primeros son los esperados, en el formato correcto.



Figura 2.7. Vista de la ventana resultado.

Concluidos ambos procesos tan sólo resta conectar con el dispositivo mediante Bluetooth, iniciar la transmisión con “\$”, transmitir el texto del cuadro y finalizar con “%”. El resumen de la ruta en metros debe coincidir con el mostrado por la web.

Adicionalmente se puede hacer una comprobación extra sobre la información devuelta en el resumen. Copiando la tabla devuelta por el prototipo sobre la consola y regresando a www.gpsvisualizer.com, pinchar en: “ **Google Earth KML**”. Esta vez pegamos el texto en el cuadro de entrada y pulsamos **Convert**. El resultado es un archivo *.kmz o *.kml para visualizar en Google Earth, cuyo contenido es el de la memoria después de haber sufrido la conversión de tipos de variable y fragmentación en bytes para su correcto almacenamiento.

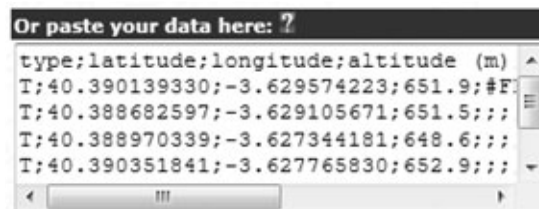


Figura 2.8. Ventana de entrada.

2.3. Aeronáutica.

2.3.1. Fuerzas implicadas en el vuelo.

Para conseguir poner un aeroplano en vuelo, han de vencerse las fuerzas que lo mantienen estático en tierra, estas son la fuerza de gravedad (que lo mantiene pegado al suelo), y la fuerza de rozamiento (que impide que se desplace longitudinalmente).



Figura 2.9. Fuerzas implicadas en el vuelo y su dirección.

Los aviones, a diferencia de globos, dirigibles y zepelines, son más pesados que el aire, por lo que se ha de crear una fuerza de sustentación que lo eleve. En el caso del aeroplano de ala fija, que es el vehículo a emplear, esta fuerza se consigue mediante el comportamiento del flujo de aire que cortan las alas inducido por el desplazamiento de la aeronave a través de la atmósfera.

El perfil del ala está diseñado de manera que al ser sometido a un flujo de aire, la velocidad del mismo por la superficie superior es mayor que por la superficie inferior. Según el teorema de Bernoulli, en el flujo de un fluido la suma de la velocidad y la presión en un punto cualquiera permanece constante, es decir, que si la velocidad se incrementa el efecto inmediato es que disminuye la presión y viceversa. Se consigue con este efecto que la presión bajo el ala (intradós) sea mayor que sobre la misma (extradós), lo que provoca una fuerza ascendente denominada sustentación, que es perpendicular al viento relativo y a la envergadura del ala.

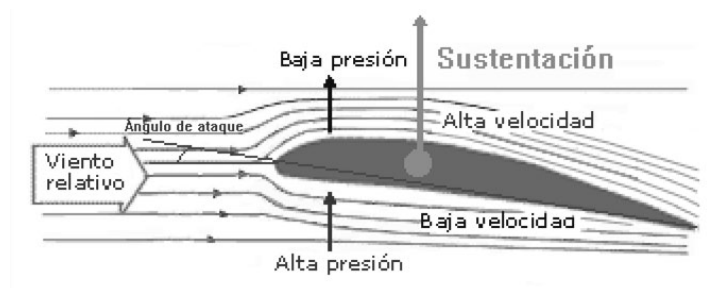


Figura 2.10. Flujo sobre el perfil del ala. Fuente manualvuelo.com

Por supuesto, la diferencia de presiones sobre las superficies alares se incrementa en función de la velocidad del flujo que la envuelve. Este será un efecto muy a tener en consideración, ya que sobre un aeromodelo tan sencillo como el que se empleará a la hora de

probar el prototipo, un incremento de la potencia del motor provocará un incremento de la velocidad, y por siguiente, un incremento de la fuerza de sustentación que lo elevará, por lo que en consecuencia se incrementará involuntariamente la altitud.

Por otro lado, debido a ésta relación entre la velocidad y la fuerza de sustentación, se puede deducir que existirá una velocidad mínima que hará que la fuerza de sustentación sea igual al peso de la aeronave. Velocidades por debajo de ésta igualdad pueden provocar la entrada en pérdida si se intenta corregir el descenso de la altitud con el incremento del ángulo de ataque. Con el objetivo de evitar la entrada en pérdida se estudiarán distintos sensores que evalúen el flujo de aire que discurre por las alas.

2.3.2. Ángulo de ataque y trayectoria.

El ángulo de ataque es un parámetro que determina el comportamiento de la aeronave, pero no es indicativo de la trayectoria que describe el avión (vuelo ascendente, descendente o nivelado).

Debido a que el aire atmosférico es de baja viscosidad las superficies aerodinámicas pueden moverse a través de él con un ángulo distinto al determinado por la cuerda del ala, es decir, el ángulo de ataque no determina la trayectoria del avión. Para entender este efecto cabe imaginar un sencillo e intuitivo ejemplo, un cuchillo cortando queso; la dirección de corte la determina la superficie del cuchillo, el movimiento en cualquier otra dirección diferente a la superficie cortante es imposible. Sin embargo si lo que se corta es mantequilla cabe una pequeña modificación del ángulo de corte, sufriendo ésta una gran deformación. En cambio el agua puede ser removida en cualquier dirección, tanto en la misma que la superficie del cuchillo (en la opondrá menor resistencia) como en la perpendicular como caso extremo (en la que opondrá máxima resistencia).

Esto se debe a la distinta viscosidad dinámica de los medios, que se define como el cociente entre el esfuerzo cortante y el gradiente de velocidad. Dado que la viscosidad dinámica del aire atmosférico es relativamente baja, es fácil deformarlo en cualquier dirección; sin embargo, si se aumenta la velocidad se aumenta esta dificultad, por lo que la trayectoria se ajustará a la posición de menor resistencia, o sea, paralela a la cuerda del ala (el ángulo de ataque tiende a cero).

En el extremo de ésta teoría se encuentra el comportamiento de los cohetes y misiles, capaces de volar aún careciendo de superficies sustentadoras, debido a que el gran empuje del motor les permite alcanzar altas velocidades. A altas velocidades la trayectoria la determina la propia forma longitud del aparato (ángulos de ataque casi nulos), y para modificarla se valen de superficies de control de tan sólo unos centímetros cuadrados.

2.3.3. Maniobras en los ejes principales: superficies primarias.

El control de la aeronave se consigue mediante superficies de control móviles situadas en los bordes de salida de las alas y de los estabilizadores de cola. Mediante la deflexión de estas superficies se cambia la forma aerodinámica del avión, y por tanto la manera en la que el aire fluye por él.

Las maniobras básicas son las que modifican la posición del avión en relación a los tres ejes ortogonales trazados hipotéticamente de cola a morro (eje longitudinal o eje de alabeo), de punta de ala a punta del ala (eje transversal o eje de cabeceo), y el perpendicular a ambos (eje vertical o de guiñada).

En la intersección de los ejes se sitúa en el centro de gravedad (CG), que es el punto en el cual se sitúa la resultante de todas las fuerzas de gravedad que se ejercen sobre todas las porciones de la aeronave. Cuando se actúa sobre las superficies de control todas las rotaciones se producen con este punto como centro, es por ello que todas ellas se sitúan lo más alejados posibles del CG para maximizar la eficiencia. Es imperativo, para la estabilidad de la aeronave, que el CG se sitúe dentro del margen del centro de presiones del ala (punto teórico donde se considera aplicada toda la fuerza de sustentación dependiendo del ángulo de ataque), que se sitúa en un punto sobre la mitad delantera de la misma.



Figura 2.11. Situación de los ejes principales.

Maniobras básicas con las superficies primarias:

Para el gobierno efectivo de una aeronave son imprescindibles las maniobras que la hacen rotar sobre los tres ejes modificando su orientación, estas son comunes para todo tipo de aeroplanos, y se consiguen efectuar gracias a la deflexión de las superficies de control primarias. Sin embargo esto no significa que las superficies de control sean comunes para todas las aeronaves, pues existen configuraciones muy dispares que consiguen el mismo efecto sobre el control del avión.



a.



b.



c.



d.

Figura 2.12. Distintas configuraciones de las superficies de control:

- a. *Estabilizadores convencionales.*
- b. *Estabilizadores en V, combina timón y elevadores en la misma estructura.*
- c. *Ala volante, carece tanto de timón como de elevadores.*
- d. *Estabilizadores en T, el plano de los elevadores queda por encima del timón y de las superficies sustentadoras.*

Maniobra de alabeo: Se consigue mediante operación sobre los alerones, consiste en el giro de la aeronave sobre su eje longitudinal. Los alerones están situados en los extremos del borde de salida de ambas alas. Su operación consiste en la deflexión diferencial de las superficies en ambos flancos. Mientras que uno de los alerones se flexiona hacia abajo, produciendo en su ala un aumento en la sustentación y por tanto de su ascenso, el contrario se flexiona hacia arriba, produciendo el efecto contrario y por tanto su descenso.

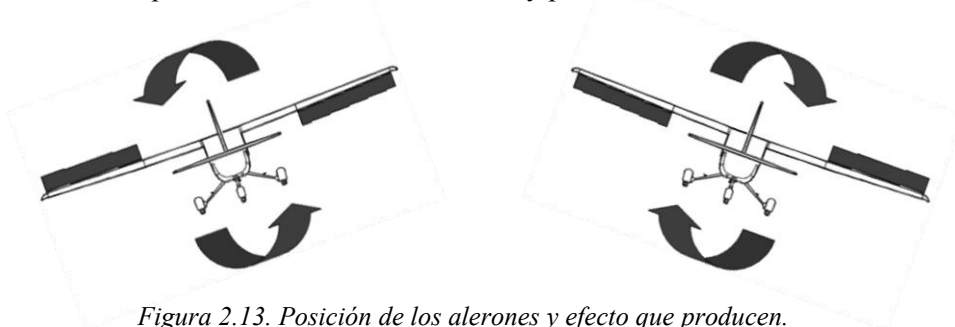


Figura 2.13. Posición de los alerones y efecto que producen.

Maniobra de cabeceo: Provoca el giro del avión sobre su eje transversal, lo que se traduce en la subida o bajada del morro. Se consigue mediante la modificación del ángulo del timón de

profundidad o elevador, posicionado en la parte posterior de los estabilizadores horizontales en la cola del avión, aunque en numerosos diseños se articula el empenaje horizontal por completo. En el caso de aeromodelos pequeños el empenaje de cola horizontal carece de perfil sustentador, pero su deflexión, simétrica en ambos flancos, modifica la sustentación de la parte posterior de la aeronave. Su denominación como elevador puede llevar a pensar que producen el ascenso y descenso del avión, sin embargo el efecto que producen es modificar el ángulo de ataque (subida y bajada del morro). Cuando el elevador baja, aumenta la sustentación de la cola del avión, lo que se traduce en la bajada del morro. Cuando el elevador sube se produce una sustentación negativa que hace que la parte posterior descienda, y por consiguiente el morro suba.

Es importante señalar que el incremento del ángulo de ataque no se traduce como un ascenso inmediato, si no que el ascenso se producirá si las condiciones de ángulo de ataque y velocidad del viento relativo se mantienen dentro de unos valores que aseguren el flujo continuo por la superficie sustentadora superior. Si se produce un cabeceo brusco para ascender y el flujo de aire se despegue de la superficie sustentadora superior de las alas se entra en pérdida.

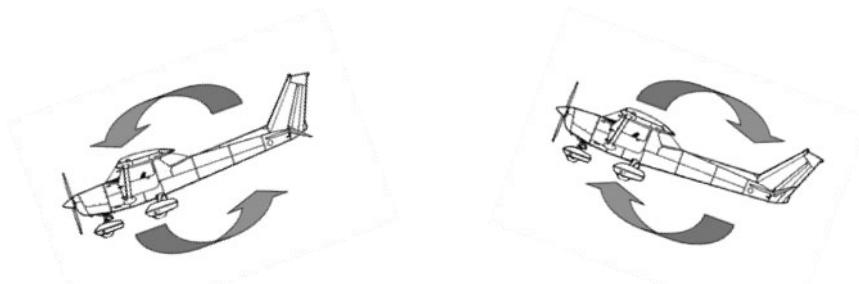


Figura 2.14. Posición del elevador y efecto que produce.

Maniobra de guiñada: Produce el giro de la aeronave sobre su eje vertical. Se consigue gracias a la modificación de la deflexión del timón de dirección, posicionado en la parte posterior del estabilizador vertical en la cola del avión. El empenaje vertical de cola tiene las superficies laterales simétricas, por lo que cuando el timón se encuentra en posición neutra este no ejerce ninguna fuerza sustentadora, ya que si se ejerciera alguna, provocaría un desvío en el rumbo. Aunque el giro que se produce sobre su eje vertical es similar al que efectúa un automóvil cuando se gira el volante, la maniobra de giro (cambio de rumbo) en un avión no se efectúa de ésta manera, sino que se usa un ligero alabeo, quedando el timón de dirección como el órgano que estabiliza el ángulo de ataque para que el viraje sea nivelado y no se modifique la altitud con cada giro. Cuando la deflexión del timón se produce a la izquierda aumenta la sustentación en ese lado del estabilizador, lo que desplaza la cola del avión a la derecha, produciendo el giro hacia la izquierda. Cuando la deflexión es hacia la derecha se produce, de igual manera pero en sentido inverso, el giro a la derecha.

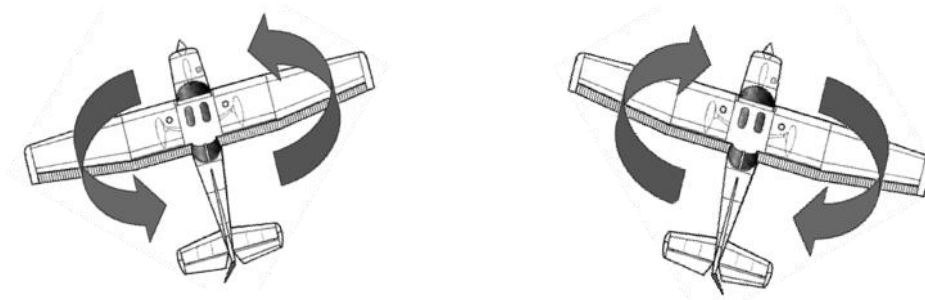


Figura 2.15. Posición del timón y efecto que produce.

2.3.4. Superficies secundarias.

A diferencia de las superficies de control primarias, que están pensadas para modificar la trayectoria de la aeronave, las superficies de control secundarias lo están para modificar la sustentación, que depende del perfil y superficie del ala, de la densidad del aire, del ángulo de ataque y de la velocidad relativa del flujo de aire.

Existen determinadas maniobras que exigen velocidades reducidas sumadas a ángulos de ataque elevados, como lo son el despegue, la toma de altitud inicial, la aproximación a pista y el aterrizaje, que es cuando se dispone de menor sustentación, pues se parte o se llega a velocidad nula. La única variable sujeta a modificación para conseguir una fuerza de sustentación segura para el vuelo es la forma del perfil del ala. Pese a que las superficies superior e inferior son indeformables, se pueden equipar deflectores en los extremos anterior y posterior que modifican la curvatura y la cuerda del ala. Es por ésta ayuda por lo que estos dispositivos son conocidos como superficies hipersustentadoras, son los flaps y los slats.

Flaps: se sitúan en el borde de salida de las alas, más cercanos al fuselaje que los alerones situados en los extremos. Se flexionan hacia abajo y simétricamente en ambos lados, a diferencia de los alerones. Existen de varios tipos, desde los más sencillos, que son simples superficies pivotantes que aumentan la curvatura del ala, hasta los más complejos, que aumentan tanto la curvatura como la longitud de la cuerda del ala. Permanecen plegados durante el vuelo a velocidad de crucero, desplegándose únicamente durante determinadas maniobras.

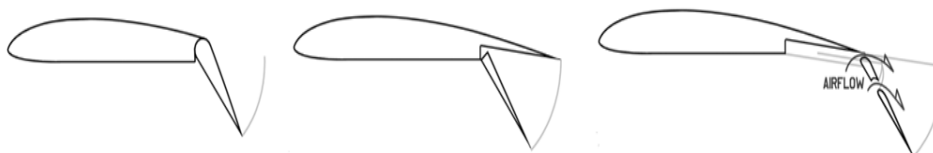


Figura 2.16. Distintos diseños de flaps: sencillo, de intradós y ranurado. Fuente wikipedia.org.

Slats: son dispositivos situados en el borde de ataque del ala. Cuando se despliegan crean una ranura entre este y el ala, que guía una corriente de alta velocidad sobre la superficie superior, lo que impide que la capa de aire se despegue y el avión entre en pérdida.



Figura 2.17. Ala en pérdida por un elevado ángulo de ataque sin slots, y ala con slots.

Fuente flyonline.weebly.com.

Spoilers y Aerofrenos: son superficies que desplegadas ofrecen una mayor resistencia al avance, lo que provoca la pérdida de velocidad. En el caso de los spoilers, dispuestos generalmente sobre el plano alar únicamente, también genera una pérdida de sustentación, lo que facilita el aterrizaje. Los aerofrenos suelen constar de dos superficies simétricas, bien respecto de los planos o bien respecto del fuselaje, pensados para empeorar la forma aerodinámica de la aeronave sin modificar la sustentación cuando son empleados.

2.3.5. Superficies combinadas.

El equipamiento de superficies hipersustentadoras produce una complejidad en los equipos mecánicos y un aumento de peso en la aeronave. Cuando se busca la sencillez en el equipamiento y el ahorro de peso, o el diseño exige la máxima utilidad del borde del ala, como en el caso de aeronaves sin empenaje de cola (en las alas volantes en las que todas las superficies primarias se concentran en el borde de salida de las alas), es posible combinar la acción de varias superficies de control.

En el desarrollo de este proyecto se descartan las superficies de control secundarias, ya que se busca un diseño sencillo y liviano, para ser controlado con un hardware limitado, pero el uso de una combinación de superficies podría ser factible dependiendo del comportamiento y la maniobrabilidad del prototipo.

Flaperón: Es una superficie de control surgida de la combinación de alerones (deflexión asimétrica entre las alas) y flaps sencillos (deflexión pivotante simétrica en ambas alas) en una sola superficie. La acción del flaperón se consigue restando un ángulo idéntico a la posición neutra de los alerones en ambas alas.

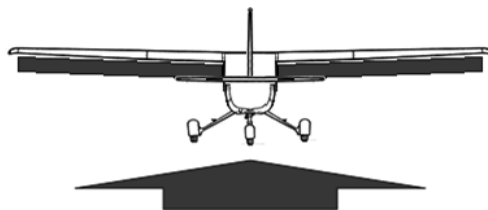


Figura 2.18. Posición del flaperón y efecto que produce.

Elevón: Es la combinación de elevadores (deflexión simétrica en ambos estabilizadores) y alerones (deflexión asimétrica entre las alas). Es usado en diseños en los que las alas ocupan

toda o gran parte de la longitud del fuselaje, y que carecen de estabilizadores horizontales, como las alas volantes.

V-Tail (Empenaje de cola en V): Es la combinación de los timones de dirección y profundidad. Actualmente es el más empleado en UAVs de tamaño medio. Consta de dos planos ortogonales entre sí, dispuestos a 45° del plano alar, pudiendo disponerse convergentes o divergentes indistintamente. La deflexión simétrica de ambos timones produce la guiñada, y la asimétrica el cabeceo.

2.3.6. Técnica y actitudes de vuelo.

Para completar un vuelo es necesario efectuar varias maniobras, como son el despegue y el aterrizaje, ascenso y descenso, giros y vuelo nivelado. Todas estas maniobras de vuelo son una composición coordinada de las maniobras básicas anteriormente descritas que modifican la posición de la aeronave sobre sus tres ejes.

La posición de la aeronave se conoce como actitud, y determina los ángulos de cabeceo y alabeo medidos respecto a un plano paralelo al suelo, y que termina en el horizonte a la altitud del avión.



En aeronaves tripuladas la actitud se mide con el horizonte artificial, un instrumento giroscópico que indica mediante una mira hacia donde apunta el morro del avión sobre una esfera móvil que representa la línea del horizonte. En el caso de los UAVs, este instrumento fundamental se implementa con sensores electrónicos, con el consecuente ahorro de peso, que registran el campo gravitatorio y el campo magnético terrestre.

Figura 2.19. Horizonte artificial de aeronave tipo caza. Fuente google imágenes.

Habrà que estudiar en cada momento que condiciones de actitud son las que aseguran un vuelo estable que garantice el correcto y suficiente flujo de aire sobre las superficies sustentadoras. Por este motivo, los cambios en la deflexión de las superficies de control han de producirse con suavidad para obtener los cambios esperados de manera controlada. La respuesta de la aeronave frente a los cambios de las superficies es distinta según en qué zona de la aeronave se encuentran; las que se encuentran en el empenaje de cola son más efectivas a altas revoluciones del motor, dado a que se encuentran dentro de la zona de influencia de propulsión de la hélice; sin embargo, las que se encuentran fuera de ésta influencia, como son los alerones que suelen encontrarse en los extremos de las alas, son más efectivas a altas velocidades.

2.3.6.1. Vuelo recto y nivelado: Crucero.

La actitud básica es la de crucero, en la que el vuelo se produce a velocidad constante, sin cambios ni de altitud ni de rumbo, con las alas niveladas y paralelas al horizonte, se emplea para cubrir grandes distancias en las que no se tienen planificados cambios ni de altitud ni de rumbo.

Durante el vuelo de crucero las superficies hipersustentadoras se encuentran plegadas, y la fuerza de sustentación es igual al peso de la aeronave, por lo que volando en línea recta y sin perturbaciones externas, todas las superficies primarias de control se encuentran alineadas con las superficies de sustentación y estabilización, efecto que produce el mínimo rozamiento con el viento relativo al que se somete la aeronave. Es por esta circunstancia que se produce el menor consumo de combustible, cualquier velocidad por encima o por debajo de la velocidad de crucero conllevará un gasto de combustible añadido.

La sustentación depende en gran medida de las características de la atmósfera que envuelve la aeronave, por lo que la velocidad de crucero no es un dato único, si no que oscila dentro de unos márgenes, debido a que los cambios en la densidad del aire, presión, humedad, temperatura y altitud pueden alterarla, y será necesario corregirla mediante la regulación de la velocidad. Además, la velocidad de crucero en aeronaves es siempre referida a la velocidad relativa al viento, nunca a mediciones absolutas, como la que provee por ejemplo un receptor de GPS.

Sin embargo, es posible mantener un vuelo a velocidad y altitud constantes con velocidades distintas a la de crucero. Velocidades inferiores exigen un mayor ángulo de ataque, y por tanto mayor potencia de empuje para mantener la estabilidad, velocidades superiores exigen mayor empuje y producen mayor sustentación, por lo que exigen una disminución del ángulo de ataque.

Por todo esto, en trayectos largos en los que no se contemplan cambios significativos se intentará mantener la velocidad de crucero con el objetivo de ahorrar, en medida de lo posible el consumo de combustible, desgastes excesivos en el motor y fatigas innecesarias de la estructura.

2.3.6.2. Cambios de rumbo: Virajes.

A pesar de disponer de un timón de funcionamiento similar a los de las embarcaciones marítimas, la fuerza que ejerce el aire es ínfima comparada con la que ejerce el agua, por lo que realizar cambios de rumbo tan sólo con el timón resulta ineficiente.

Es por ello que se emplea el alabeo para conseguir cambiar de rumbo. La fuerza de sustentación es perpendicular a la envergadura del ala, por lo que si se somete el plano alar a un cierto ángulo de alabeo, la descomposición de las fuerzas resultantes da como resultado una

componente horizontal hacia el lado en el que se ha producido el alabeo, que es la que produce el viraje ejerciendo de fuerza centrípeta.

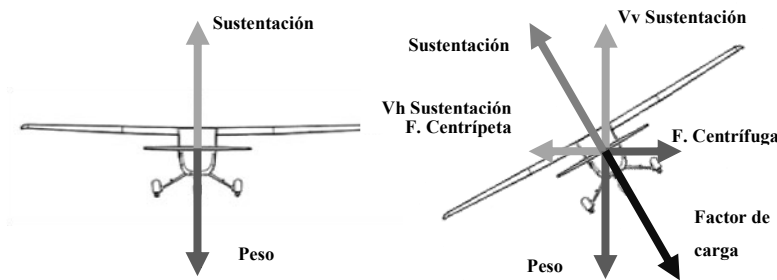


Figura 2.20. Fuerzas implicadas en el vuelo nivelado y en el vuelo durante un giro.

Por el contrario, la componente vertical de la sustentación se reduce (V_v sustentación), que es la que contrarresta el efecto de la gravedad (el peso es constante en sentido y magnitud), por lo que si se desea que el giro se produzca sin cambiar la altitud se debería efectuar una corrección dependiendo de la maniobra que se esté efectuando:

- Si el giro es moderado (corrección de rumbo leve, poca duración en el tiempo o ratio de giro reducido) se puede aumentar la sustentación mediante el incremento del ángulo de ataque a expensas de la reducción de velocidad. Se consigue mediante los timones de cola. En el instante en el que se comienza la maniobra se empieza a perder velocidad, por lo que si ésta se prolonga más de lo previsto será necesario la corrección del empuje del motor para no comprometer la estabilidad de la aeronave.
- Si el giro es pronunciado (cambios bruscos de rumbo que exigen mayores ángulos de alabeo durante un tiempo pronunciado) será imprescindible el aumento del empuje del motor, ya que la componente vertical de la sustentación puede verse reducida por debajo de valores que aseguren estabilidad. En el momento en el que la aeronave cambia de trayectoria recta a una trayectoria circular la velocidad del viento relativo en el ala que circula por el exterior es mayor que la que experimenta el ala del interior, lo que produce un aumento del rozamiento que dificulta la maniobra. Este efecto se conoce como guiñada adversa, y se contrarresta mediante la deflexión del timón de cola hacia el lado que se efectúa el viraje. El timón en ese instante tiene un ángulo respecto a la vertical igual al del alabeo, por lo que además de anular el efecto de la guiñada adversa produce el descenso del morro del avión, que se corregirá mediante los timones de profundidad.

Fuerzas implicadas en el viraje.

Todas las fuerzas que aplican el empenaje de cola actúan sobre la aeronave como la fuerza aplicada a una palanca, cuyo punto de apoyo recae sobre el centro de gravedad (situado en la intersección de los ejes principales de equilibrio), lo que provoca que aparezcan fuerzas en el morro en sentido opuesto.

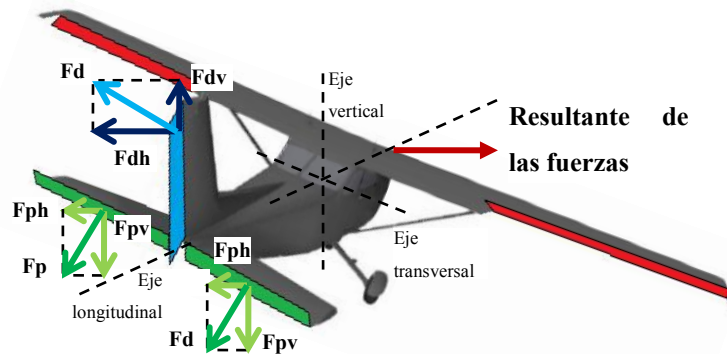


Figura 2.21. Diagrama de las fuerzas ejercidas por la timonería de cola en un viraje nivelado.

Iniciada la maniobra, para eliminar la guiñada adversa se flexiona el timón de dirección hacia la dirección del alabeo, lo que produce una fuerza de sustentación (F_d) perpendicular a la superficie de estabilización al lado contrario de la flexión, que se descompone en sus componentes vertical y horizontal (F_{dv} y F_{dh}). Esta compensación tiene un efecto negativo, ya que aunque se genera F_{dh} que favorece el viraje, también se genera F_{dv} , que lo dificulta haciendo que ascienda la cola, lo que se traduce en que baja el morro, disminuyendo el ángulo de ataque y provocando la pérdida de altitud.

Para contrarrestar este efecto secundario perjudicial se actúa sobre los timones de profundidad flexionándolos hacia arriba, generando F_p , perpendicular a la superficie de estabilización horizontal en sentido contrario a la flexión. Descomponiendo esta nueva fuerza se obtienen las componentes F_{pv} , que anulan la bajada del morro, y F_{ph} del mismo sentido que F_{dh} , que aporta aún más fuerza al morro en la dirección del viraje, aumentando el ratio de giro.

De la aplicación de las nuevas fuerzas surge una nueva denominada “factor de carga”. Es la resultante del peso y la fuerza centrífuga, constantemente perpendicular al plano alar y es la carga (en términos G, siendo 1G la aceleración intuitiva que ejerce la gravedad) relativa a la sustentación que soporta la estructura.

Factor de carga.

En condiciones de vuelo nivelado, no acelerado y sin cambios de altitud, la carga que soporta la estructura es igual a la que ejerce toda la aeronave, de ahí que se mantenga el equilibrio para no sufrir cambios de altitud. Sin embargo durante el viraje el factor de carga se incrementa considerablemente, pudiendo llegar a alcanzar cerca de los 6G tan sólo con la fuerza centrípeta aparecida al alabeo la aeronave 80° , a esto habría que sumar el incremento de aceleración producido por la fuerza ejercida por los timones de cola.

2.3.6.3. Ascensos.

El ascenso es la maniobra que permite incrementar la altitud de forma segura, ha de realizarse dentro de unos parámetros para evitar la entrada en pérdida.

La sustentación es la fuerza que mantiene el avión en el aire, y depende del perfil y superficie del ala, de la densidad del aire, del ángulo de ataque y de la velocidad relativa del flujo de aire, aunque las únicas susceptibles de ser modificadas son las dos últimas.

Partiendo de la actitud nivelada de crucero, si se incrementa la potencia del motor el avión gana velocidad, y por tanto aumenta la sustentación, lo que provoca un ascenso moderado. Dado que se dispone de velocidad adicional (mayor energía cinética), el ángulo de ataque se puede incrementar, lo que conllevará un incremento de altitud (se transforma la energía cinética en energía potencial). Aprovechando que ambos parámetros guardan cierta proporcionalidad, se puede tomar una primera aproximación para establecer un ángulo de ascenso adecuado, aumentando este paulatinamente, hasta comprobar que tanto la velocidad relativa del aire como la tasa de ascenso se mantienen constantes. Por tanto la ejecución de la maniobra sería:

1. Se parte de vuelo estable nivelado a velocidad crucero.
2. Aumento de la potencia del motor: aumenta la velocidad y la tasa de ascenso.
3. Aumento progresivo del ángulo de ataque: desciende la velocidad y la tasa de ascenso.
4. Alcanzado cierto ángulo la tasa de ascenso y la velocidad permanecen constantes.
5. Alcanzada la altitud deseada se retorna a vuelo nivelado.
6. Disminución de la potencia del motor hasta la velocidad de crucero.
7. Continuación del vuelo estable nivelado a velocidad crucero.

Es aconsejable que la velocidad durante el ascenso sea superior a la de crucero, esa velocidad adicional garantiza la posibilidad de afrontar las perturbaciones externas con mayor margen de seguridad.

STALL, entrada en pérdida.

Para que todo lo estudiado anteriormente sobre la fuerza de sustentación se ponga de manifiesto en condiciones físicas reales ha de cumplirse que el flujo de aire que fluye por la superficie alar fluya de manera ordenada en una sola dirección, que es desde el borde de ataque hasta el borde de salida. Al circular el aire sobre las superficies del ala se produce rozamiento, que es más fuerte cuanto más cerca fluye del ala (la capa de aire que está en contacto con el ala permanece estática), hasta que desaparece en las zonas más alejadas (donde el aire fluye libremente), se produce el efecto conocido como flujo laminar, debido a que esta diferencia de fricción ocasiona que las distintas capas de aire experimenten velocidades distintas, organizadas como láminas superpuestas de fluido a distinta velocidad.

Pese a que se sitúe una superficie con un ángulo distinto al del flujo del fluido, este tenderá a circular pegado a ella, sin embargo debido a la fricción, las capas irán perdiendo velocidad a medida que avanzan sobre la longitud de la superficie. Cuando la velocidad de las capas se reduce hasta cierto punto, pierden la capacidad circular pegadas a la superficie, se separan y se arremolinan desapareciendo la sustentación que antes producían. Adicionalmente, la velocidad decrece en mayor medida en tanto en cuanto la diferencia del ángulo de la dirección del fluido con el de la posición de la superficie se ve incrementada.

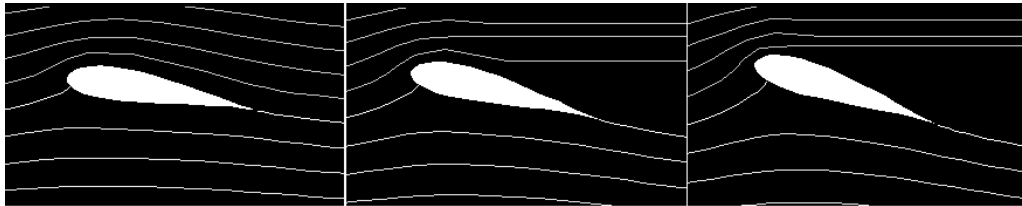


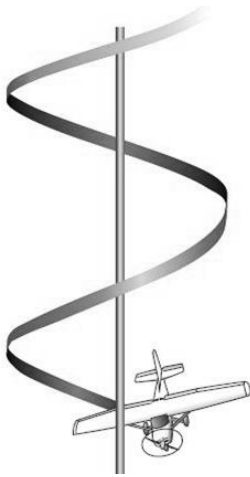
Figura 2.22. Simulación de un perfil a velocidad constante sometido a distintos ángulos de ataque.

Como se puede apreciar en la simulación, de izquierda a derecha se incrementa el ángulo de ataque mientras las características del flujo de aire permanecen constantes. En la imagen de la izquierda todas las capas son laminares y permanecen pegadas a la superficie superior ya que el ángulo de ataque es moderado. En la imagen central ya hay capas que han perdido sus características laminares, por lo que se forma una capa turbulenta que hace que se separen de la superficie, se conoce como separación de la capa límite. El ángulo de ataque en este punto es el crítico, en él se produce la máxima sustentación pero se considera inestable, ya que en la imagen de la derecha apenas existen capas laminares, lo que produce que apenas exista sustentación y el rozamiento generado hace al avión perder velocidad y altitud, pues aunque se comprueba que el ángulo de ataque es positivo (el morro apunta hacia arriba) en este punto se experimenta una trayectoria descendente.

Para la recuperación de pérdida mientras la trayectoria del avión permanece recta se incrementa la potencia del motor para que la estela de la hélice consiga que los controles de cola resulten eficaces, y una vez conseguido el control, estabilizar la guiñada con el timón de dirección y bajar el morro con el timón de profundidad. Progresivamente se consigue la disminución del ángulo de ataque y el incremento de la velocidad.

De no aplicar una maniobra de recuperación no se recuperará el control de la aeronave, pues debido a la baja velocidad relativa que se experimenta en este instante las superficies de control resultan ineficaces. De igual modo, si se exceden las correcciones de timón y potencia se puede provocar la pérdida prolongada o barrena.

La caída en barrena se produce por la combinación de la entrada en pérdida con la corrección excesiva del timón de profundidad. El avión pierde su trayectoria recta debido a una entrada en pérdida prolongada, y experimenta una trayectoria en caída helicoidal mientras



mantiene una actitud morro abajo con alabeo hacia el interior de la barrena, producido por la mayor sustentación del ala exterior debido a su mayor velocidad (esta circunstancia hace que la salida de barrena entrañe cierta dificultad, ya que el propio viraje cerrado es una posición estable y automantenida por el propio aparato).

Figura 2.23. Trayectoria descrita por una aeronave en barrena.

La velocidad relativa en la caída es casi nula, debido a que el ángulo de ataque es elevado (prácticamente todo el flujo de aire impacta sobre la superficie inferior del ala), lo que dificulta la recuperación. En adición, el equilibrado centro de gravedad del aparato impide el picado necesario para la adquisición de velocidad.

Para recuperar el control se mantendrá el motor a ralentí, se deberá anular la rotación horizontal mediante el timón de cola hacia el lado contrario al que se produce la guiñada, y una vez anulada, con las superficies centradas incrementar motor y bajar el morro para conseguir el picado que hará al aparato ganar velocidad. Alcanzada la velocidad, actuar sobre el timón de profundidad para nivelar y ascender hasta la altitud deseada.

2.3.6.4. Descensos.

La maniobra de descenso empleada para perder altitud es análoga al ascenso ya que las variables de velocidad, y ángulo de ataque deben ser controladas para garantizar la estabilidad de la maniobra.

A diferencia del ascenso, es posible descender con seguridad sin modificar la potencia del motor porque existe menor riesgo de entrada en pérdida al comienzo de la maniobra debido a que con la disminución del ángulo de ataque se tenderá a ganar velocidad. El inconveniente reside en que consecuentemente se incrementa la sustentación, lo que puede dificultar el propósito de perder altitud, haciéndose necesario un ajuste en disminución de la potencia de empuje. Si se da esta circunstancia, será necesario un reajuste al alza una vez alcanzada la altitud requerida, debido a que el incremento del ángulo de ataque hacia otro que recupere el vuelo nivelado supone una reducción de velocidad aumentando el riesgo de entrada en pérdida.

En resumen la ejecución de la maniobra sería:

1. Se parte de vuelo estable nivelado a velocidad crucero.
2. Disminución progresiva del ángulo de ataque: aumenta la velocidad y la tasa de descenso.
3. Reducción de la potencia de empuje.
4. Alcanzada cierta potencia la tasa de descenso y la velocidad permanecen constantes.
5. Alcanzada la altitud deseada aumentando la potencia del motor para facilitar la recuperación del ángulo de ataque, recuperando el vuelo nivelado.
6. Continuación en vuelo estable nivelado a velocidad crucero.

Como se ha estudiado anteriormente, el ángulo de ataque no determina la trayectoria ascendente o descendente de la aeronave, si no que depende también de la velocidad. Esta circunstancia es determinante en maniobras que exijan descensos con ángulos de ataque positivos, como pueden ser aproximaciones y aterrizajes.

Durante la maniobra de aterrizaje es imprescindible desarrollar una trayectoria descendente manteniendo una actitud de ángulo de ataque positivo, lo que implica cierta inestabilidad si no se emplean superficies hipersustentadoras, esta fase se conoce como “recogida”.

La fase de recogida consiste en la pérdida de altitud y velocidad controlada, de manera que se alcance un mínimo de velocidad y sustentación justo antes de tocar pista, así se posibilita la desaparición de la sustentación, y a la vez, que el tren de aterrizaje posterior sea el primero que alcanza la pista.

2.4. Sistemas de control: Reguladores PID.

Con el objetivo de hacer uso efectivo y estable de la maniobrabilidad de la aeronave se ha de establecer una relación matemática entre la situación actual de la misma (proporcionada por la lectura de los distintos sensores de movimiento y posición), la que se estima debería tener (convenientemente establecida según las técnicas de vuelo y maniobras básicas estudiadas anteriormente) y las propias capacidades del vehículo para modificar su trayectoria y posición.

El regulador PID (Proporcional Integral Derivativo) es un mecanismo de control extensamente utilizado en industria debido a su sencillez y adaptabilidad a la mayoría de plantas (dispositivo, proceso o sistema a controlar).

Su objetivo, como el de cualquier regulador, consiste en elaborar una señal que aplicada a la entrada de la planta (acción de control) consiga un comportamiento de la misma (salida del sistema) lo más aproximado como sea posible a lo establecido por la señal de consigna (entrada de consigna).

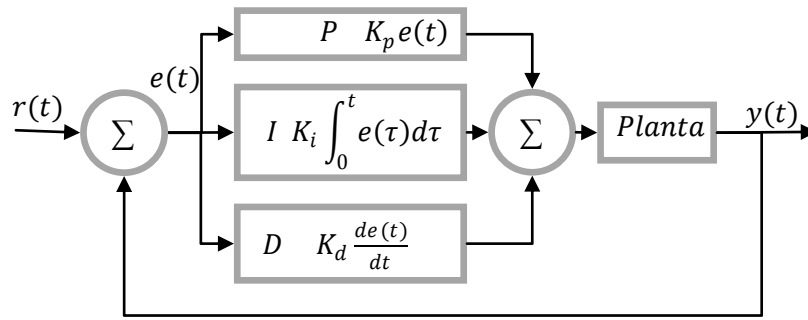


Figura 2.24. Diagrama de bloques del regulador PID

El PID es un regulador realimentado (también denominado de lazo cerrado), lo que significa que la acción de control es calculada a partir de la desviación o error entre la consigna y una medida de la salida de la planta obtenida generalmente por el muestreo mediante un transductor o sensor. Los transductores o sensores convierten la salida de la planta, que generalmente son magnitudes físicas (temperatura, posición, velocidad, fuerza, etc.) en señales eléctricas comprensibles para el sistema de regulación empleado.

El algoritmo del PID incluye tres términos constantes y configurables independientemente: el término “P” actúa sobre el error actual, el “I” actúa sobre el error acumulado, y el “D” sobre la tasa de cambio del error actual.

Cabe la posibilidad de que una vez implementado el controlador, para determinadas plantas, uno de los parámetros resulte perjudicial para la acción de control, por lo que es posible anular la ganancia de cada uno para conseguir el más adecuado para nuestra aplicación. Se consigue así, del mismo controlador, otros denominados P, I, PI, PD, en función de los parámetros anulados.

2.4.1. Significado y contribución de los términos.

Cada uno de los tres términos contribuye de manera distinta a la elaboración de la señal de control, siendo esta el resultado del sumatorio de las tres aportaciones. La estructura del PID es tan conocida que no se habla de diseño cuando se buscan los valores más apropiados para cada término, si no que se denomina sintonizado del PID.

Considerando el diagrama de bloques del regulador, la salida de la planta sería:

$$y(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}$$

Donde:

K_p : Ganancia proporcional. Parámetro a sintonizar.

K_i : Ganancia integral. Parámetro a sintonizar.

K_d : Ganancia derivativa. Parámetro a sintonizar.

$e(t)$: Error, $e(t)=r(t)-y(t)$.

t : Variable temporal.

τ : Variable de integración, toma valores desde 0 a t .

Término proporcional:

La aportación es proporcional al error instantáneo actual. La respuesta proporcional se ajusta mediante el sintonizado de la ganancia K_p , también conocida como sensibilidad.

$$p(t) = K_p e(t) \quad p[k] = K_p e[k]$$

Un controlador proporcional es capaz de controlar todas las plantas de naturaleza estable, aunque ganancias altas pueden provocar sobreoscilación. Sin embargo, ganancias bajas pueden hacer que el controlador resulte ineficaz ante las perturbaciones a las que se somete el sistema.

La parte proporcional es lineal e invariable en el tiempo (LTI), por lo que debido a las limitaciones reales tanto de los sistemas continuos (valores de offset, paso por cero) como discretos (las mismas limitaciones que los sistemas continuos además de los propios como los incrementos acotados de las palabras digitales y los finitos valores de las mismas) hacen que se genere un error en régimen permanente que es difícil de eliminar. Una de las soluciones a esta problemática pasa por incluir los términos I y/o D, ambos dependientes del tiempo.

Término integral:

La aportación es proporcional a la duración y valor del error. La respuesta proporcional se ajusta mediante el sintonizado de la ganancia K_i . Dado que el límite superior de integración crece con el tiempo, hace que llegue un momento que aunque el error sea pequeño, su acumulación provoca una acción de control que lo anula, con lo que se elimina el error en régimen permanente.

$$I = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad i[k] = K_i \sum_{n=1}^k T e[n]$$

Debido a las limitaciones reales de los sistemas, puede darse el caso en el que la integral alcance un valor muy alto, es el efecto windup. Puede ser debido a valores muy altos en las ganancias en controladores PID, PI o I; a grandes perturbaciones, lo que conlleva errores muy grandes; o a periodos de cálculo integral muy altos en sistemas discretos. La aparición de este efecto conlleva transitorios indeseables por la saturación de los convertidores y actuadores, pudiendo provocar oscilaciones que conviertan al sistema en inestable.

Término derivativo:

La aportación derivativa es proporcional al cambio de la tasa de variación (derivada respecto al tiempo) del error, es decir, la aportación de este término depende de la rapidez con la que cambia. Si por el contrario, existiera error pero su valor fuera constante, la aportación sería nula, es por ello que el error en régimen permanente (sin cambios de consigna ni perturbaciones externas, o sea, error constante) de un controlador D lo haría ineficaz, por lo que es necesario combinarlo con la acción P y/o I.

$$d(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad d[k] = \frac{e[k] - e[k - 1]}{T}$$

En plantas reales las perturbaciones son producidas por variables físicas dotadas de inercia, el que una de ellas genere un error con tasa de variación alta (su valor cambia rápidamente), induce a pensar que el valor final del error será mayor que el generado por otras con tasas de variación menores, requiriendo acciones de control más fuertes.

Por ejemplo, si se desea controlar la posición de un cuerpo sobre un tablero se le dota de un sensor que mide su posición X e Y. Midiendo con una frecuencia de muestreo lo suficientemente alta se puede determinar la derivada de la misma, es decir, la aceleración. Con la acción de control inhabilitada se produce una perturbación que desplazará el cuerpo por el tablero, cuando se aplica un ligero empujón la aceleración es pequeña, por lo que la distancia recorrida será corta y requerirá una acción de control leve. Sin embargo, si aplicamos un fuerte golpe, la posición cambia rápidamente, por lo que la aceleración será alta y la distancia recorrida será mayor y requerirá una acción de control más enérgica. Si habilitamos la acción de control y se sintoniza la sensibilidad derivativa adecuadamente el sistema será capaz de elaborar una respuesta adecuada en función de la intensidad de la perturbación los primeros instantes de producirse.

Esta idea ejecutada lo suficientemente rápido (periodos de muestreo pequeños en sistemas discretos) puede dar lugar a un comportamiento anticipativo, pues se mejora el tiempo de establecimiento y la estabilidad frente a fuertes perturbaciones en los primeros instantes en que se producen y pueden ser cuantificadas.

Sin embargo, en la realidad no suele emplearse puesto que hace al sistema susceptible de inestabilidad frente al ruido en las medidas y a los cambios de consigna, debido a que ambos producen cambios repentinos en el error.

3. Desarrollo hardware y Software.

El desarrollo del proyecto se ha programado en varias fases para permitir una evolución progresiva de los conocimientos y sistemas que darán lugar al prototipo final. La gran complejidad del prototipo objetivo se descompondrá en forma de pequeños subsistemas de fácil aprendizaje y testeo, como puede ser la sencilla interconexión de los mismos en una placa *protoboard* antes del diseño definitivo en PCB.

3.1. Primera fase: tarjeta genérica y hardware común.

La primera fase corresponde a una primera familiarización del hardware a emplear, así como una primera integración a un sistema sencillo para cerciorarse de que su funcionamiento es óptimo y que cumple con las especificaciones que requiere el proyecto.

Dado a que se ha preparado ambos vehículos con la misma mecánica, el hardware descrito a continuación se corresponde al común (a excepción del microcontrolador) para ambos prototipos, se puede decir que el prototipo aéreo será la ampliación del terrestre con el hardware correspondiente añadido. Posteriormente, en la fase de desarrollo del prototipo aéreo, se abordará con detalle el específico de la aeronave.

3.1.1. Tarjeta genérica.

Para la elaboración de este proyecto se parte de una tarjeta diseñada exprofeso para cumplir con los objetivos de una de las asignaturas obligatorias de la presente titulación, por lo que las características tanto del microcontrolador como de la tarjeta en general son ampliamente conocidas en nuestro entorno.

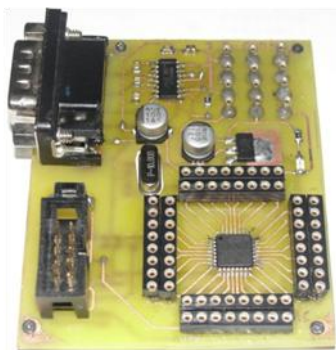


Figura 3.1. Tarjeta diseñada para la asignatura Ingeniería de Sistemas Electrónicos (ISE).

La tarjeta alberga un microcontrolador de la familia C8051, concretamente el C8051F320 del fabricante norteamericano Silicon labs Inc., así como todos los elementos externos para su correcto funcionamiento, a saber:

- Fuente de alimentación de 3,3v y 0,5A, implementado por un regulador LDO, tensión máxima de entrada 20V.
- Comunicaciones serie RS232, con conector DB9.
- Circuito generador de reloj de 10Mhz, del tipo XT.
- Interfaz de programación y depuración JTAG con Reset.
- Todos los pines accesibles mediante zócalos hembra.

3.1.2. Servomotores

Los servomotores son ampliamente empleados tanto en el mundo de la robótica industrial como en la experimental, por lo que son fácilmente accesibles con multitud de características muy dispares en tamaño, velocidad de respuesta, par de giro, tensión de funcionamiento, etc. Su funcionalidad consiste en que convierten una señal eléctrica aplicada en su entrada (de alta impedancia) en un movimiento preciso y controlado de su eje de salida, que puede ser tanto en velocidad como en posición.



Figura 3.2. Corte esquemático.

Fuente google imágenes.

Se componen de una parte electrónica y de una parte mecánica, cuya calidad y materiales determinan el par máximo capaz de ejercer y soportar.

La parte electrónica integra el circuito controlador del motor y un regulador PID cuyas constantes son invariables (dependiendo del fabricante y su objetivo), lo que mejora los tiempos de respuesta y establecimiento y lo dota de gran estabilidad. La realimentación del regulador se consigue bien mediante potenciómetros (controlan la posición) o bien por tacómetros (controlan velocidad).

La parte mecánica se compone de un motor de corriente continua, de una reducción mecánica mediante piñones y una serie de topes mecánicos que limita la posición del eje de salida a unos 180° para proteger el potenciómetro de realimentación (solo en el caso de servos de posición).

En este proyecto se emplean servomotores de radiocontrol, cuyas características varían según la función dentro de los prototipos, por ejemplo, en el vehículo terrestre el servo de dirección requiere más fuerza que el del acelerador, por lo que se montará uno de piñonería metálica para la dirección y uno de nylon para el acelerador. En el aéreo sucede de igual manera, hay servos que requieren de mayor fuerza por que mueven dos superficies, uno de ellos los dos alerones y otro el timón de dirección y la rueda del tren de aterrizaje, por lo que se puede estudiar incluir mini servos, de menor peso, para el acelerador y elevador, que requieren de menor esfuerzo.

La señal aplicada debe ser un tren de pulsos de 5v de amplitud, con una frecuencia que debe estar comprendida entre 45 y 100 Hz. La duración de los pulsos está entre 0,3 y 2,1 ms, siendo estos los límites de 0° y 180°.

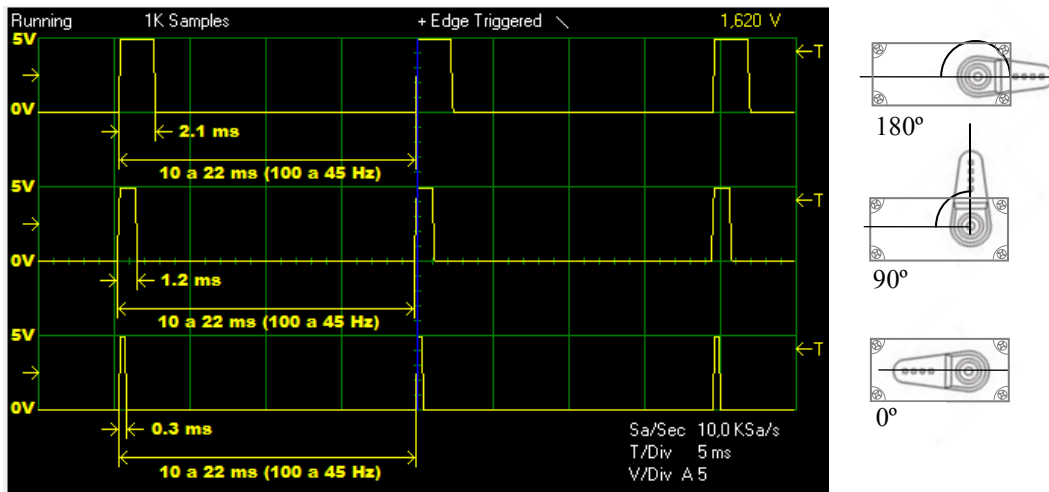


Figura 3.3. Formas de onda aplicadas y posición adoptada por el servo.

3.1.3. Emisora RF.

La emisora es un equipo que sirve de interfaz entre el piloto y los distintos dispositivos que controlan el prototipo. En principio, la señal de salida es capaz de controlar un servo directamente, aunque existen multitud de actuadores capaces de funcionar con estas señales.

Se compone del emisor y el receptor, cuyo enlace por radiofrecuencia (banda de frecuencias, ancho de banda, potencia, modulación, etc.) depende de la legislación que el Ministerio de Industria dispone en función del uso al que se destinará el equipo. El protocolo que marca la comunicación depende del propio fabricante, que va desde los más simples, como la emisión directa de los pulsos de control (PPM, Modulación por posición de pulso), hasta los más complejos, como el PCM (Pulse Code Modulation) o el DSS (distribución dinámica de espectro), en el que se emplean saltos predeterminados en varias frecuencias para transmitir.

Cualquiera que sea la forma en la que se transmite, la información que emite el emisor es la posición que debe adoptar cada servomotor, es decir, la duración del pulso para cada uno de ellos. A cada pulso independiente capaz de controlar un servo se denomina canal, y la información para cada uno de ellos puede provenir de la posición de los controles analógicos (sticks, potenciómetros, gatillos o volantes), de los controles digitales (interruptores de palanca o pulsadores) o de una mezcla programada de varios de ellos.

El receptor se encarga de decodificar la duración de los pulsos contenida en la señal emitida. Por lo general su única función es la propia decodificación, nunca modifican la información recibida, pero pueden disponer de función fail-safe, que genera una señal que posiciona el servo en una posición predeterminada en caso de pérdida de señal. Dada ésta circunstancia en ausencia de función fail-safe puede darse el caso que el receptor tenga una

respuesta diferente para cada canal, pues la señal de salida al servo puede desaparecer, o puede permanecer con la última posición recibida (caso distinto al fail-safe).

Para el testeo de los prototipos desarrollados durante este proyecto se empleará una emisora como la mostrada en la figura, de 9 canales (2 sticks de 2 canales cada uno, 3 potenciómetros y 3 palancas), a 2,4Ghz con modulación PPM con capacidad de mezcla de canales y posibilidad de configuración de superficies combinadas.

En cada fase del proyecto se estudiarán las características de cada canal para asignar a las



distintas funciones las señales más adecuadas para poder cambiar de modo manual a automático y viceversa en condiciones de seguridad, pudiendo detectar la pérdida de señal para poder actuar convenientemente.

Figura 3.4. Emisor y receptor FS-TH9X.

Fuente modeltronic.es

3.1.4. Interfaz RS232-Bluetooth.

Para evitar el tendido de un cable para programar y configurar las rutas y los diferentes parámetros mientras el motor está en funcionamiento, se empleará una interfaz inalámbrica vía Bluetooth, que enlazará una de las UART de microcontrolador con un puerto serie virtual del PC.

El enlace se compone de un receptor compatible con la tecnología Bluetooth, y en caso de no disponer de esta interfaz en el PC, de un emisor con conector USB. Para establecer la comunicación será necesario establecer una conexión vinculada entre ambos dispositivos, y configurarla como puerto serie virtual, tal como sería en el caso de disponer un puerto serie, o de un adaptador USB-serie. Desde el administrador de dispositivos se puede consultar y configurar, en caso de requerirlo, el número de puerto COM asignado al controlador instalado



para garantizar la compatibilidad con el programa de comunicación empleado.

Figura 3.5. Emisor y receptor para formar un puente USB-Bluetooth-RS232. Fuente web.free2move.se.

3.1.5. Batería Li-po.

Las baterías Li-po (polímero de litio) son una modificación de las Li-ion, que permiten mayores densidades de energía acumulada y mayores tasas de descarga.

Cada batería se compone de una o más celdas, organizadas en serie y/o paralelo. Cada celda tiene una tensión nominal de 3,7V, por lo que organizadas en serie se alcanzan valores de 7,4V, 11,1V y 14,8V (en aplicaciones comerciales). La capacidad depende del volumen del acumulador, y se pueden conectar en paralelo para sumar su capacidad, de manera que conectando dos acumuladores de 1100mAh, se obtiene uno de 2200mAh. Para poder conectarla en paralelo es necesario conectar un compensador entre cada acumulador para evitar conflictos de tensión entre las distintas celdas.

A la hora de cargarlas, sea cual sea su configuración, se requiere de un circuito balanceador que testeé cada cierto tiempo, y celda por celda, la tensión para evitar sobrecargas que conllevarían su inutilización.

Las mayores precauciones a la hora de operar con estas baterías son a la hora de cargar y descargarlas. Los riesgos en la carga son mínimos siempre que la batería se encuentre en buenas condiciones, ya que el uso de balanceadores evita su sobrecarga controlando tanto la tensión como la corriente que le es suministrada. El mayor riesgo existe durante la descarga, este tipo de acumuladores son muy sensibles y sufren graves daños si su tensión baja de 3V por celda. De producirse la descarga, se genera un hinchamiento de su cubierta plástica, que en caso de rotura y contacto con la humedad ambiental provoca su explosión. Por tanto hay que tomar la precaución de monitorear la tensión durante su funcionamiento para evitar este umbral, que se realizará mediante dos entradas (una por cada celda) del ADC interno del microcontrolador.

Pese a tomar esta precaución, si se produce la descarga durante el funcionamiento y al desmontarla del prototipo para su recarga se observa hinchamiento en su cubierta, hay que disponerla para su correcto reciclaje y nunca intentar recargarla, pues una vez producido el daño es irrecuperable y entraña gran riesgo el intentar recargarla.

3.1.6. SFR02

El SFR02 es un sensor de medición de distancias por ultrasonidos, con un alcance de 6m. Alimentado a 5V y configurado convenientemente emite una ráfaga de 40kHz y queda a la espera de recibir el eco ultrasónico. Recibido este, se calcula la distancia al cuerpo impactado y se lee mediante su interfaz I2C o UART.

Dado el limitado alcance sólo se emplea para medir la distancia al suelo en el proceso de despegue y aterrizaje, una vez en el aire, y contando con una altitud de seguridad, se calculará mediante el barómetro.

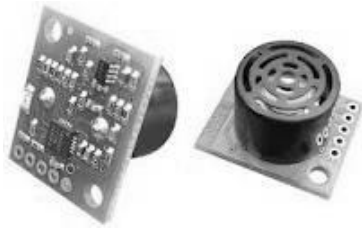
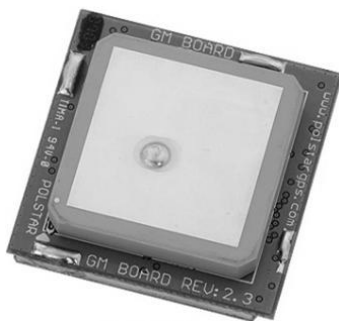


Figura 3.6. Vista posterior y frontal del sensor.

3.1.7. GPS PMB-64.

Es un módulo receptor de GPS con antena integrada de la marca POLSTAR, basado en el chipset SiRFstarIII. Los datos obtenidos de la recepción de GPS siguen la norma NMEA0183 v2.2 detallada anteriormente, y las tramas ofrecidas son las GGA, GSV, GSA y RMC.

Es capaz de llevar un seguimiento de hasta 20 satélites, lo que proporciona una precisión de entre 3 y 5 metros (dependiendo de circunstancias ajenas al módulo), y ofrece una actualización de las tramas 1 vez por segundo.



La alimentación del módulo se sitúa entre 3.3V y 5V, con un consumo típico de 65mA a 5v. Posee una batería interna que le permite guardar información de sincronismo, lo que reduce el tiempo de arranque en caliente de algunos minutos a unos pocos segundos.

La salida de las tramas es en formato ASCII en dos puertos

diferentes, TTL y RS232, con una tasa de 4800 baudios.

3.1.8. Memoria externa.

Para el almacenamiento no volátil de variables en el microcontrolador cabe la posibilidad de utilizar una región libre de la memoria flash destinada a almacenar el programa, ya que los modelos empleados no disponen de ningún otro tipo de memoria no volátil.

Sin embargo por disponibilidad, independientemente del volumen del programa necesario, se agregará al sistema memoria externa. Adicionalmente, se consigue una mayor seguridad al evitar redireccionamientos indirectos sobre la misma región de memoria que contendrá el programa que rige el funcionamiento del prototipo.

Según las especificaciones de este proyecto, se requieren dos tipos de almacenamiento, las variables de configuración y el almacenamiento masivo de los datos de la “caja negra”. Para ello

se ha estudiado los siguientes tipos de memoria de uso actual y fácilmente disponibles en el mercado:

- EEPROM: *Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory* (ROM programable y borrada eléctricamente). Es una memoria tipo EPROM con la ventaja de poderse borrar eléctricamente, sin el uso de lámparas UV. Están construidas con una matriz de transistores de puerta flotante, formando conjuntos de 8 para dar lugar a bytes, que son accesibles independientemente en lectura y escritura, a diferencia de la mayoría de otros tipos de memorias. Sus capacidades más populares abarcan hasta 32Kbytes, límite a partir del cual dejan de ser rentables siendo más recomendable el uso de otros tipos más extendidos.

Se empleará para almacenar las variables de configuración que el usuario podrá modificar sin necesidad de retocar la programación del microcontrolador. Estas variables se cargan y guardan masivamente al arranque, ya que el bus serie que integran es I2C y al estar compartido con la IMU podría afectar al período de muestreo durante el vuelo, lo que resultaría muy perjudicial. Aunque se estudiará que puedan contener la ruta diseñada (de longitud conocida y constante), puesto que a la hora de cargar un nuevo punto de ruta existe una discontinuidad en los puntos de consigna que obligará a reiniciar los valores de errores acumulados que afectan a la aportación del término I, y a disminuir o anular la ganancia D, que hace entender el cambio de consigna como un error desmesurado que no es tal (ambas circunstancias originan un error que afectan al término D).

-Flash: Evolucionada de la EEPROM, es el tipo de memoria más popular actualmente gracias a que el precio disminuye inversamente al crecimiento en el tiempo de la capacidad de almacenamiento, siendo el máximo hasta el momento de 256 GB, con un coste que ronda 1€/GB respecto a unos 3,40€/MB de la EEPROM.

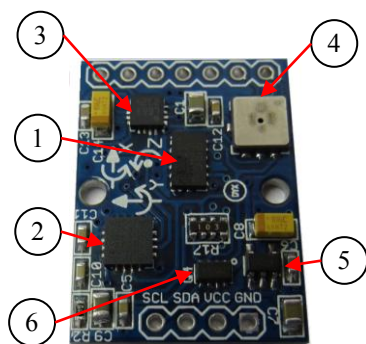
Aunque la estructura interna es muy similar a la EEPROM, el acceso a los bloques es diferente, lo que conlleva que no se puede acceder byte a byte para su borrado, es decir, las celdas que almacenan un bit se pueden poner a “0” independientemente (en conjunto de 8 para un byte), pero no a “1” (el valor de borrado). Para conseguir el borrado de un bite se ha de proceder mediante el borrado de todo el bloque, lo que imposibilita la acción de modificar una sola variable almacenada, obligando a su reescritura completa.

Es por ello que se empleará para el almacenamiento masivo de los datos que se consideren de interés para el estudio del comportamiento del prototipo, actuando como una caja negra. La manera de proceder será borrando toda la memoria al comienzo del test o continuando desde la última posición escrita (en caso de querer almacenar más de un test), y recuperar los datos al final de las pruebas.

La ventaja del uso de este tipo de memoria es que la velocidad es mucho mayor, tanto almacenando como transmitiendo por el bus SPI. Hacer uso de un bus diferente al de la IMU permite la escritura secuencial a lo largo de todo el test, es decir, se envía una sola vez la primera dirección desde donde se desea comenzar a escribir y posteriormente sólo se envía el byte a almacenar. La ocupación del bus I2C para ésta funcionalidad obliga a interrumpir la escritura secuencial cada vez que se acceda a cualquier otro dispositivo de la IMU, lo que implica el envío continuado de al menos 3 bytes de dirección (para una memoria mínima de 1Mbyte), más 1 byte de dirección de dispositivo, que en el caso de SPI no existe al direccionar mediante un hilo de CE (Chip Enable). En resumen, para grabar un byte en ambas memorias supone el envío de 5bytes en el caso de I2C cada vez que se interrumpe la escritura por bloques, mientras que para SPI sólo se envía el bit a guardar, manteniendo la memoria seleccionada durante todo el experimento.

3.1.9. IMU 10DOF.

La unidad de medición inercial o IMU (de las siglas en ingles Inertial Measurement Unit) es el dispositivo que registrará la dinámica del prototipo, gracias a una combinación de sensores electrónicos diseñados para medir las aceleraciones, el campo magnético, cambios de ángulo sobre los ejes y la altitud, mediante 3 acelerómetros, 3 magnetómetros, 3 giroscopios y un barómetro. La alineación ortogonal interna de cada dispositivo para cada una de sus tres sensores permite conocer la cantidad y dirección del movimiento producido y su posición respecto al campo magnético terrestre.



El término IMU no hace referencia a un solo componente electrónico que actúe como tal, sino que se denomina IMU al conjunto de distintos dispositivos de medición, que en este caso son agrupados en una tarjeta de pequeño tamaño. Los tres dispositivos triples, y el barómetro suman un total de 10 sensores, por lo que se habla de que este modelo en concreto cuenta con 10 DOF o grados de libertad (Degrees Of Freedom).

Figura 3.8. Vista de la IMU (lado de los componentes).

A continuación se describen brevemente las características básicas de los componentes de la IMU, pero en el punto 3.3.3. Desarrollo software, Tercera fase se desarrolla con mayor detalle la operación de cada uno de ellos debido a que las distintas funcionalidades están más relacionadas con el tratamiento de los datos que con el desarrollo hardware en sí.

El acelerómetro ADXL345 ① realiza mediciones sobre la aceleración instantánea producida a lo largo de cada uno de los tres ejes, dentro de las escalas seleccionables de ± 2 , ± 4 , ± 6 , ± 8 y $\pm 16g$, con una resolución de hasta 13 bits.

El giroscopio L3G4200D ② mide la tasa de cambio de la velocidad angular producido sobre cada eje gracias a sus tres sensores, en tres escalas seleccionables de 250, 500 y 200 dps (grados por segundo) con una resolución de 16 bits.

El magnetómetro HMC5883L ③ mide el campo magnético que atraviesa cada uno de sus tres sensores por unidad de superficie (medido en Gauss). Gracias a su gran sensibilidad es capaz de medir el campo magnético terrestre, lo que puede ser de gran utilidad a la hora de situar el norte. Su compensación con el acelerómetro da a lugar un compás capaz de orientarse independientemente de su posición tridimensional, función imposible de implementar con versiones anteriores de dos ejes, ya sólo se podía determinar su orientación si se encontraba perfectamente paralelo al suelo.

El barómetro BMP085 ④ es un sensor de presión que cuenta con un transductor de gran sensibilidad que ofrece medida sobre la presión atmosférica. Con unos algoritmos diseñados específicamente por el fabricante es capaz de compensar los errores debidos a la temperatura, y deducir de los mismos la altitud correspondiente con un error máximo de 25 cm (cabe recordar que gracias a la triangulación GPS se puede obtener el valor de la altitud con un error mínimo de unos 3 m).

La gran ventaja de contener todos estos componentes en una misma tarjeta es que la misma cuenta con una fuente de alimentación independiente de 3,3V ⑤ y los convertidores de nivel ⑥ para el bus I2C, lo que la hace compatible con todas las aplicaciones que cuenten con alimentación de 5V a 3,3V.

3.2. Segunda fase: Prototipo robótico terrestre.

Dada la peligrosidad que implican las pruebas sobre una aeronave, se ha optado por desarrollar una plataforma más sencilla que permita la familiarización con los distintos componentes, disminuyendo el riesgo de siniestro en caso de producirse algún error HW o SW.

La plataforma de desarrollo es la tarjeta genérica descrita anteriormente, a la cual se conectan mediante una protoboard la circuitería necesaria para el control de los periféricos. Una vez comprobados los algoritmos de control, se construye una tarjeta con la implementación de la circuitería, que encajará en el zócalo hembra que da acceso a los pines del microcontrolador.

En esta segunda fase el prototipo se construye a partir de un automóvil radio controlado, cuyo funcionamiento es exactamente igual al prototipo aéreo, pues la motorización se basa en un motor térmico glow y los distintos componentes son accionados mediante los mismos servomotores. La diferencia radica en que en caso de producirse algún error o malfuncionamiento se puede detener mediante un canal de la emisora, e incluso fallando esto, tan sólo habría que esperar a que su marcha se detenga al encontrarse con algún obstáculo. De ocurrir una situación similar con el aéreo, se puede garantizar que quedaría totalmente destruido e irreparable, por ello, esta fase servirá de aprendizaje para poder diseñar las medidas de seguridad necesarias para evitar cualquier riesgo.

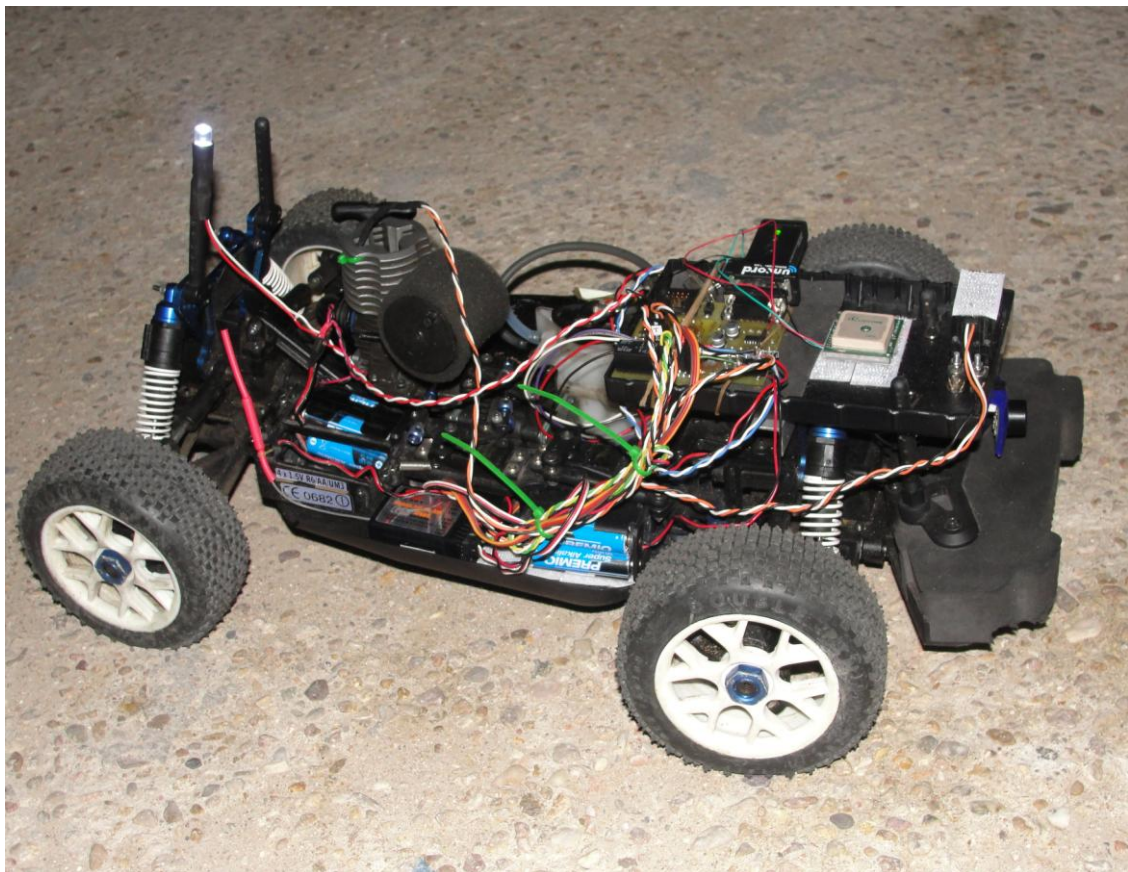


Figura 3.9. Aspecto del prototipo equipado para iniciar el test.

3.2.1. Diseño hardware.

El funcionamiento se basa en el microcontrolador C8051F320, a una velocidad de 24MHz generados mediante su oscilador interno, usando los siguientes periféricos:

- I2C, con reloj generado de 40KHz, se conectará mediante este bus:

- La memoria EEPROM, donde estarán contenidas las variables de configuración y los waypoints de la ruta exportada mediante Bluetooth.

- Una IMU simplificada, dado que la estructura es de aluminio rígido y el motor térmico genera vibraciones muy bruscas se evitará montar los acelerómetros y giroscopios, que al ser sensibles a la aceleración podrían dañarse gravemente. Únicamente incorporará los magnetómetros, por lo que la orientación sólo será precisa si se encuentra paralelo al suelo, que es justo lo necesario por tratarse de un automóvil.

- El medidor de distancias SFR02, que montado sobre un tercer servomotor montado en la parte frontal. Elaborará un mapa con los obstáculos que se encuentre en un radio de 6m. Dado que para la finalidad del proyecto esta función no resulta provechosa, el sistema no realizará tomas de decisión al respecto, tan sólo realizará un barrido de 180°.

- UART, dado que tan sólo se dispone de un puerto, se debe enchufar al DB9 el periférico con el que se desee comunicar (posteriormente se solucionará esta cuestión, pues el microcontrolador final dispone de dos puertos):

- Receptor GPS: con una tasa de 4800 baudios, se recibirán las tramas NMEA.

- Interfaz Bluetooth: con una tasa de 9600 baudios, establece comunicación con el PC.

- ADC, realizará la conversión de distintas tensiones, que además de las siguientes que son las que se conectan a los pines GPIO, podrían medir otras internas del micro, como la tensión de alimentación, de referencia del propio ADC o la temperatura interna:

- Tensión de la batería: Se ha de controlar que la carga se encuentra por encima de un umbral de seguridad, ya que si el sistema se apaga con el motor acelerado no se detendrá hasta agotar el combustible o colisionar con un obstáculo.

- Temperatura del motor: Se debe mantener dentro de una ventana para evitar averías, pudiendo sufrir daños tanto por baja temperatura como por sobrecalentamiento.

- PCA, se empleará para analizar y generar señales digitales:

- Generar la señal de control de los servos de dirección, aceleración y radar SFR02.

- Analizar la señal de salida del canal auto/manu de la emisora. La duración de los pulsos determina si el funcionamiento ha de ser automático o manual, y la frecuencia da información

sobre la correcta recepción de la señal. Si se pierde por la salida del radio de alcance o apagado del emisor o por falta de alimentación del receptor, esta desaparece.

-Medir la frecuencia del tacómetro, la relación de las revoluciones a la salida del embrague y la velocidad es directa.

-GPIO, se usan distintos pines para uso general:

-Selección mediante multiplexación si la señal que llega a los servos de dirección y aceleración es la señal generada con el PCA (automático) o la proveniente de la emisora (manual).

-Encendido de LEDs que servirán de indicativo del estado del sistema, como si se recibe señal correcta del GPS, si el funcionamiento es automático o manual, si la tensión de la batería es suficiente o si la temperatura del motor es correcta para su funcionamiento.

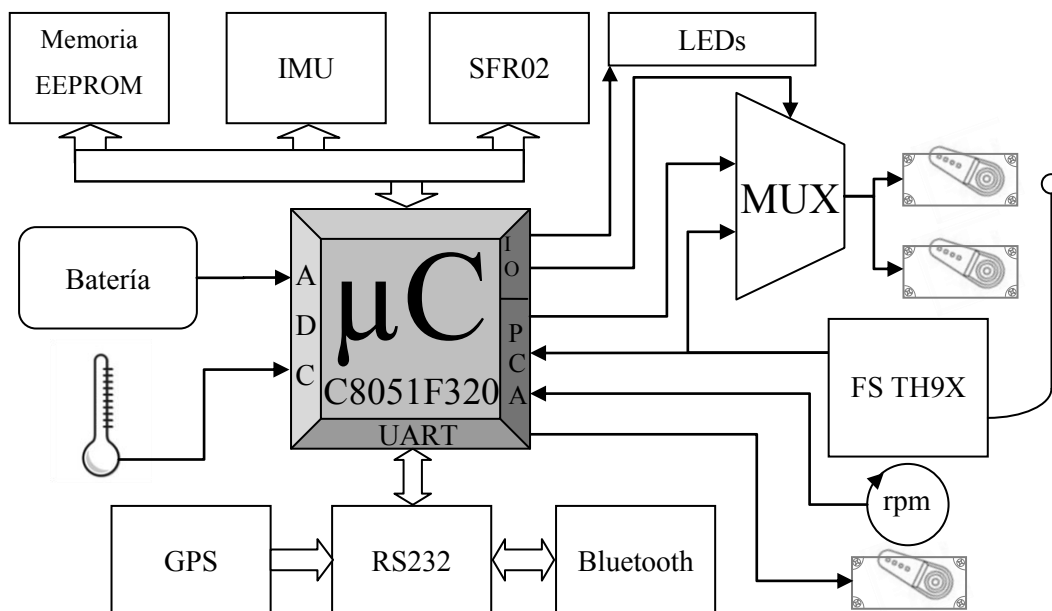


Figura 3.10. Diagrama de bloques e interconexión del prototipo terrestre.

3.2.2. Diseño software.

El programa que ejecuta el microcontrolador se basa en el sistema operativo RTX-51 Tiny diseñado por Keil para dispositivos de núcleo 8051. El factor más importante tenido en cuenta para el desarrollo de este kernel es el espacio consumido, llegando a ser necesarios tan sólo 900 bytes de memoria de programa (flash interna), lo que lo hace muy útil incluso para los micros más básicos de la familia.

El objetivo del SO es el más puro diseño embebido de un solo chip, no tiene contemplado el uso de memoria externa, y el único hardware requerido, a parte de la memoria que lo contiene, es el TIMER0, usado para establecer los tiempos de tick para la conmutación de tarea.

El RTX-51 es multitarea, realiza turnos sin prioridad ni preferencia utilizando distintos métodos de asignación del núcleo, como temporización por tick, esperas de intervalos o esperas a eventos, producidos por señales de otras tareas o por time-out.

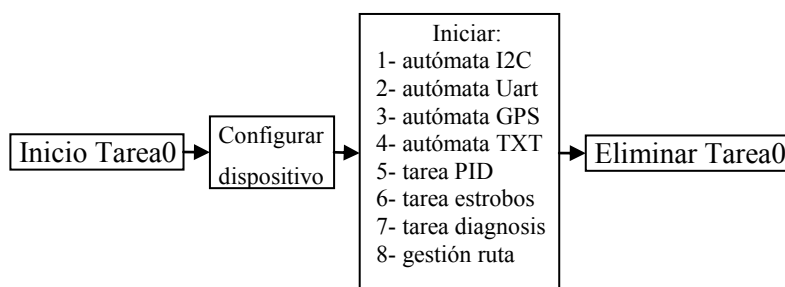
La ejecución de estas tareas no es concurrente, sólo una tarea puede hacer uso del núcleo en un determinado tiempo, lo que hace el SO es dividir el tiempo de ejecución entre todas las tareas declaradas y que no se encuentren en espera. Configurando el sistema para que las porciones de tiempo sean pequeñas se puede conseguir emular un verdadero sistema concurrente en el que las tareas se ejecutan simultáneamente.

A continuación se describen las tareas específicas desarrolladas en esta fase, siendo las heredadas por el prototipo aéreo descritas durante la tercera fase.

Tarea “Tarea0”

La tarea0 es el primer código de programa de usuario que se ejecuta. En este primer instante todos los registros se encuentran en su valor de Reset, por lo que lo primero que se debe hacer es configurar los registros de estado que determinarán, entre otras cosas, cual es el reloj del sistema, qué pines estarán asociados a un periférico del crossbar, cuales serán entrada o salida, digital o analógica.

Posteriormente se declaran todas las tareas que se requieran a lo largo del programa, aunque es posible crearlas o eliminarlas en cualquier momento según requiera las necesidades del sistema. La declaración de las tareas se realiza con un índice numérico, por lo que resulta útil declarar constantes mediante identificador.



Al final se puede eliminar la tarea0, puesto que no se volverá a hacer uso de ella durante toda la ejecución.

Figura 3.11. Diagrama de flujo de la Tarea0.

Tarea “Gestión de ruta”

La tarea “gestión ruta” es la que determina la actitud que adoptará el vehículo en las distintas fases del test, que consiste en establecer el valor de las consignas (principalmente el ángulo de giro de la dirección y la velocidad) en función del valor obtenido de los distintos receptores y sensores.

La tarea lanza su ejecución en el momento en el que se activa el canal de la emisora en posición automático, y se interrumpe si se cambia a manual (se multiplexa la señal de la emisora a los servos mediante el relé) o si se pierde la recepción (se adopta la posición de frenado mediante la asignación de un valor negativo al servo correspondiente).

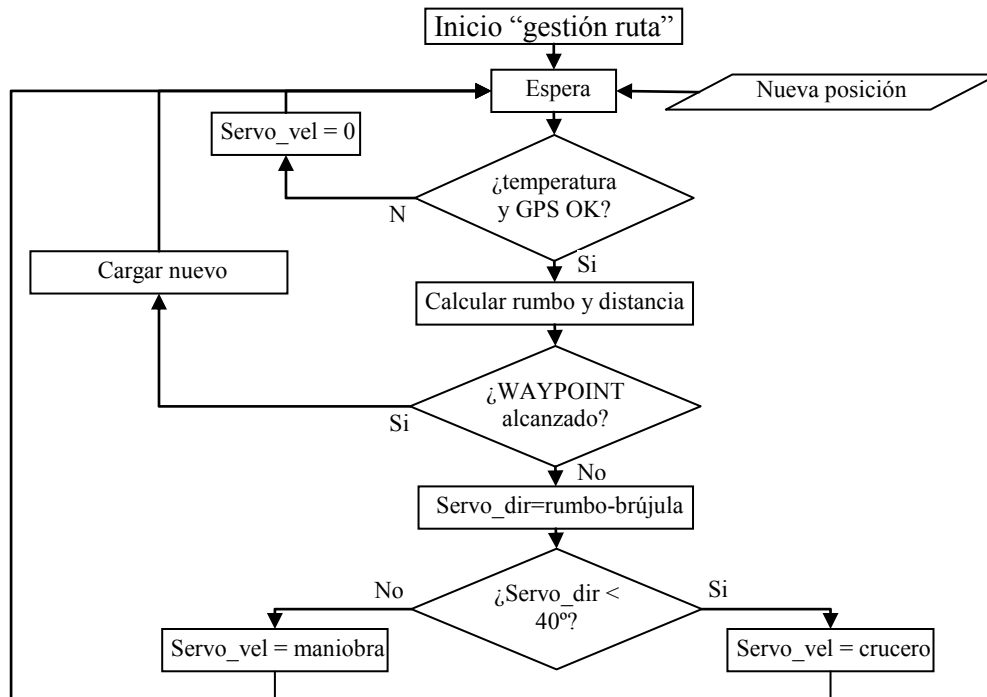


Figura 3.12. Diagrama de flujo de "Gestión de ruta"

Para comenzar su ejecución ha de respetarse el protocolo de seguridad descrito a continuación para evitar que cualquier acción llevada a cabo por el prototipo pueda causar daños personales durante su manipulación:

1. Con el motor parado, encender la emisora y pasar a control en manual.
2. Conectar el receptor y el resto del sistema, cerciorarse que la emisora se conmuta a funcionamiento manual.
3. Comprobar mediante la tarea de diagnóstico que todos los sistemas funcionan correctamente.
4. Arrancar el motor, controlando el cebado de arranque con la emisora.
5. Transmitir la ruta, y confirmar con la retroalimentación que el prototipo ha recibido y almacenado correctamente todos los waypoints.
6. Estacionar el vehículo en un lugar despejado desde el cual se pueda orientar hacia el primer waypoint programado.
7. Cuando todo el espacio quede despejado conmutar a modo automático. Es posible que en un primer momento no se inicie la marcha debido a que la tarea "gestión de ruta" espera a que la temperatura del motor se encuentre en margen de funcionamiento y que la recepción del GPS cuente con la calidad suficiente.

8. Una vez conmutado a automático, permanecer **en todo momento atento al vehículo y en posesión de la emisora**. Si se observara algún comportamiento anómalo conmutar a manual para retomar el control.
9. Finalizado el experimento detener el motor y apagar el sistema.

3.3. Tercera fase: Prototipo robótico aéreo.

En esta fase se aborda el diseño que dará lugar al prototipo definitivo que cumplirá con las exigencias analizadas anteriormente.

Físicamente, todo el conjunto deberá cumplir con unas acotaciones, tanto de espacio como de peso, por lo que se abordará el diseño de la PCB lo más compacta posible, con trazado a doble cara y componentes SMD por ambas caras. Pese a que los diseños con componentes por ambas caras resulta poco habitual, resulta muy eficaz a la hora de reducir el área de la PCB considerando las limitaciones que se sufren a la hora de elaborar prototipos por medios no industriales.

Todo el equipo electrónico se montará sobre un chasis amortiguado que permita una correcta operación de la IMU, organizando por niveles los distintos módulos para usar la mínima cantidad de espacio y de cable. Una vez aglomerado todo el equipo como una única masa facilitará, en caso de ser necesario, la modificación del centro de gravedad de la aeronave.

3.3.1. Diseño hardware.

Para acometer la búsqueda de un nuevo microcontrolador, y hacer la elección correcta de entre el extensísimo mercado existente, es indispensable conocer previamente los requisitos que debe cumplir.

A continuación se estudian las interfaces mínimas que se requieren.

- Módulos de PCA:

Salida: 6 con generador PWM para el control de los servos.

Entrada: 3, la señal del interruptor de control automático-manual, la señal PPM (salida de la emisora que contiene la codificación PWM de todos los canales secuencialmente del primer al último canal), y la señal RPM del motor.

Total: 9 módulos.

- Entradas analógicas: 6, sensor diferencial pitot, sensor de flujo de aire, temperatura de motor, tensión de alimentación de la emisora y tensión de las dos celdas de la batería.
- Bus I2C: acceso a memoria eeprom, IMU, sonar ultrasónico.
- Bus SPI: acceso a memoria FLASH.

- UART: 2, GPS y Bluetooth.
 - IO (entradas salidas digitales):
 - Salidas: 2, control de cámara.
 - 1, señal automático-manual.
 - 1, señal generador pulsos para supervisión de fallos.
 - 3, control de leds iluminación exterior (strobe, navegación y beacon).
- Total: 7.

Con estos requisitos mínimos se acude a la web del fabricante Silicon Laboratories Inc.:

<http://www.silabs.com/support/Pages/ParametricSearch.aspx?searchType=MCUs>

En la cual se ofrece una herramienta de búsqueda paramétrica que indicando las características necesarias organiza una tabla con los microcontroladores de la familia 8051 que cumplen, como mínimo, las especificaciones introducidas en el menú.

La familia sugerida es la 58x-59x, una familia muy empleada con fines automotrices (Automotive Qualified), muy versátiles debido a un sistema de alimentación pensado para múltiples configuraciones de tensiones, ya que posee tres buses de alimentación distintos:

- VDD , alimentación del core desde 2 a 2,75V
- VDDA, alimentación del DAC desde 2 a 2,75V
- VIO, alimentación de la interfaz de potencia para los puertos E/S desde VDD a 5.25V.

A su vez, dispone de un regulador interno de bajo dropout programable por software a 2.1 y 2.6 V, que una vez habilitado se conecta internamente al propio pin VDD para ofrecer alimentación al núcleo y, si se conecta exteriormente a VDDA, también al DAC (pudiéndose optar entre esta o la referencia interna Vref como referencia).

La versatilidad se ve aumentada gracias al conjunto generador de reloj que incorporan. Se compone de un generador interno con $f=24\text{MHz} \pm 0.5\%$ (preajustado de fábrica), que sumado a un divisor (1, 2/3, 2/4 (o 1/2), 2/5, 2/6 (o 1/3), o 2/7:) y un multiplicador (x2 o x4) de frecuencia se puede conseguir multitud de frecuencias sin necesidad de ningún componente externo, ya que garantiza una operación tan estable que es válido para la mayoría de aplicaciones, pues tan sólo se aconseja la adición de una estructura XT para hacer uso de los buses LIN y CAN, que requieren una frecuencia ultra estable.

Tanto operando con la fuente de reloj interna o externa se puede seleccionar el reloj del sistema (del core) o para cada periférico o timer entre cualquiera de ambas fuentes, con múltiples posibilidades de multiplicación/división de la frecuencia, pudiéndose cambiar al vuelo (sin necesidad de detener la ejecución del pipeline) cada una de ellas.

Una vez establecida la velocidad de reloj del sistema, se puede llegar a la tasa de ejecución de 50 MIPS para el 70% del repertorio de instrucciones para una $f_{osc}=50\text{MHz}$, siendo este el máximo admisible para un funcionamiento estable.

Los periféricos de E/S se comparan con las necesidades mínimas en la siguiente tabla.

Periférico	Disponible	Requisito (nº de pines)
PCA	12 CHs	9 (9)
DAC	Hasta 32	6 (6)
I2C	1	1 (2)
SPI	1	1 (4)
UART	2	2 (4)
IO Digitales	Hasta 40	7 (7)
XTAL	1	1 (2)
Vref	1 (1.5 ó 2.2V)	1 (1)
GPIO (QFP48)	40	Total=(35)
Pines sobrantes:	(5)	(5)

Tabla 3.2. Requisitos necesarios y disponibles en la familia 58x-59x QFP48.

Las diferencias entre las distintas referencias que engloba la familia 58x-59x se exponen a continuación:

Part Number	Flash (kB)	CAN2.0B	LIN2.1	Digital Ports	EMIF	Package	Part Number	Flash (kB)	CAN2.0B	LIN2.1	Digital Ports	EMIF	Package
C8051F580-IQ	128	✓	✓	40	✓	QFP48	C8051F585-IQ	96	×	×	40	✓	QFP48
C8051F580-IM	128	✓	✓	40	✓	QFN48	C8051F585-IM	96	×	×	40	✓	QFP48
C8051F581-IQ	128	×	×	40	✓	QFP48	C8051F586-IQ	96	✓	✓	25	×	QFP32
C8051F581-IM	128	×	×	40	✓	QFN48	C8051F586-IM	96	✓	✓	25	×	QFP32
C8051F582-IQ	128	✓	✓	25	×	QFP32	C8051F587-IQ	96	×	×	25	×	QFP32
C8051F582-IM	128	✓	✓	25	×	QFN32	C8051F587-IM	96	×	×	25	×	QFP32
C8051F583-IQ	128	×	×	25	×	QFP32	C8051F588-IM	128	✓	✓	33	✓	QFN40
C8051F583-IM	128	×	×	25	×	QFN32	C8051F589-IM	128	×	×	33	✓	QFN40
C8051F584-IQ	96	✓	✓	40	✓	QFP48	C8051F590-IM	96	✓	✓	33	✓	QFN40
C8051F584-IM	96	✓	✓	40	✓	QFN48	C8051F591-IM	96	×	×	33	✓	QFN40

Tabla 3.3. Diferencias entre las referencias de la familia 58x-59x.

De entre todas las referencias se escoge el C8051F581-IQ, ya que cumple con los requerimientos de número de entradas/salidas; no se contempla el uso no de LIN, CAN, ni del EMIF; posee la mayor capacidad de memoria flash; y el encapsulado QFP con patillas exteriores es el que mejor admite la PCB de prototipado, ya que la soldadura por aire para QFN la quema superficialmente.

Como se ha mencionado en la tabla 3.2. queda un exceso de 5 pines, y para su útil aprovechamiento en caso de surgir la posterior necesidad de añadir nuevos dispositivos, se han asignado las siguientes funciones:

- 1 entrada extra para ADC.
- 2 módulos extra para PCA.
- 2 pines para desplazar la UART1 (en caso de ser necesario nivel TTL).

Gracias al Crossbar que poseen los microcontroladores de Silicon Labs esta asignación se puede alterar fácilmente con los registros de configuración XBRx. El Crossbar consiste en una matriz de conexión entre los recursos digitales internos del microcontrolador (PCA, UARTs, SPI, I2C, etc.) y los pines al exterior del encapsulado. Una correcta configuración del Crossbar, del Pin Skip (salto de pin, desconecta los pines de los recursos digitales internos) y del Port Input Mode (si el pin esta desconectado del Crossbar se puede configurar como un pin de entrada analógica o entrada/salida digital con gran capacidad de corriente) permite alterar la función asignada del siguiente modo:

- 1 entrada para ADC ó 1 entrada/salida Digital*.
- 2 módulos para PCA ó 2 entradas para ADC* ó 2 entradas/salidas Digitales.
- 2 pines para desplazar la UART1 ó 2 entradas para ADC* ó 2 entradas/salidas Digitales.

* Considerando que todos los pines de los puertos P0, P1, P2, y P3 pueden ser saltados y analógicos, a diferencia de los pines del P4, que no pueden ser saltados ni analógicos.

3.3.2 Hardware específico.

A continuación se desarrolla el hardware específico, que añadido al prototipo terrestre desarrollado en el apartado 3.2., le permitirá al aéreo evaluar y actuar sobre las variables físicas propias a la ejecución del vuelo.

3.3.2.1. Velocidad del aire.

Por lo estudiado anteriormente en el apartado teórico sobre las fuerzas implicadas en el vuelo (apartado 2.3.1. Fuerzas implicadas en el vuelo), se llega a la conclusión de que la velocidad del aire relativa a la que se somete el perfil alar es fundamental para conseguir la generación de sustentación, la fuerza de sentido vertical que contrarresta el efecto de la gravedad sobre la masa de la aeronave.

Debido a la poca linealidad del efecto del aire (presión y rozamiento respecto a la velocidad de un cuerpo describen una función exponencial) hace que existan intervalos en los cuales se ha de emplear un tipo de sensor específico.

Cualquier sensor o sonda destinada a medir la velocidad del aire a instalar ha de situarse fuera de la zona de influencia de los órganos motopropulsores, tanto en la zona de aspiración como en la de propulsión, ya sea hélice o turbina. El lugar ideal más alejado de esta influencia y de otras perturbaciones se sitúa en la parte delantera del ala (por delante del borde de ataque) en torno a los $3/4$ de su longitud en su porción más cercana al extremo. Tampoco se pueden situar en el extremo del ala ni paralelo a su cuerda, ya que existen unas corrientes turbulentas que transcurren desde la superficie inferior (mayor presión) a la superior (menor presión).

Sensor de rotación

Consiste en una turbina compuesta por un eje y la rueda o rotor, que cuenta con palas, hélices, cuchillas o cubos. El principio de funcionamiento consiste en que el flujo de aire que atraviesa el rotor (según el diseño puede ser transversal o longitudinalmente) aprovecha su forma aerodinámica de tal forma que la energía del paso continuo del fluido se transforma en energía rotacional. A la salida del rotor se aplica un sistema de medida que convierte las revoluciones a una señal eléctrica. Son los sensores de medida empleados para los rangos menores de velocidad de aire, abarcando un rango que va desde los 10 a 100 Km/h (datos meteorológicos y vehículos lentos).

Se ha diseñado y construido especialmente un sensor a la escala de las necesidades del proyecto (Figura 3.13.). Consiste en una turbina de 14.5mm de diámetro, compuesta por 12 alabes, que impulsa el eje de un motor de corriente continua, actuando como dinamo. La tensión de salida es proporcional al régimen de revoluciones de la turbina.

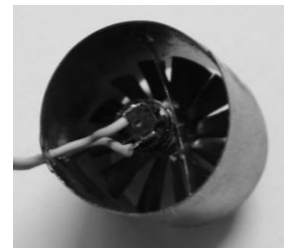


Figura 3.13. Sensor rotacional de velocidad

Al provocar el giro en el eje del motor, la FEM (fuerza electromotriz) hace que aparezca tensión en sus escobillas, lo que le convierte en un generador. El no extraer corriente alguna del ahora generador hace que no aparezca ninguna FCEM que lo frene (fuerza contra electromotriz, hace que los conductores de las bobinas que cortan las líneas de campo magnético experimenten una fuerza contraria al giro), lo que permite que gire libremente. En el instante que circula corriente por el generador hace aparición la FCEM, lo que provoca que se frene.

De todo esto se concluye que mientras no se coloque carga en la salida del motor, convertido ahora en un generador, su eje girará libremente en función de la velocidad del aire que atraviese la turbina, ofreciendo lectura real de dicha variable. Para no frenar el generador la

etapa de entrada del sistema de medida ha de presentar alta impedancia, de modo que se extraiga la corriente mínima para evitar errores en la lectura.

Sensor de compresión

El sensor diferencial de presión MP3V5004G consiste en una cavidad dividida por un diafragma formando dos cámaras. El incremento de presión en cualquiera de las cámaras produce una deformación del diafragma hacia la cámara contraria, lo que es indicativo de la diferencia de presión entre ambas ($\Delta p = p_1 - p_0$). Su función de transferencia se ajusta a:

$$V_{out} = V_{cc} \cdot [(0.2 \cdot \Delta p) + 0.2] \quad (p = kPa)$$

Al desplazarse la aeronave a través del fluido atmosférico produce una acumulación de presión en las superficies con las que colisiona, mayor a velocidades más altas. Para cuantificar este incremento de presión se coloca una sonda en forma de tubo en el exterior de la aeronave, cuya entrada se expone perpendicularmente al movimiento del fluido. En la embocadura del tubo se forma un punto de estancamiento, en el cual la velocidad es nula (ver definición de flujo laminar en el apartado 2.3.5. STALL) pero la presión aumenta en función de la velocidad.

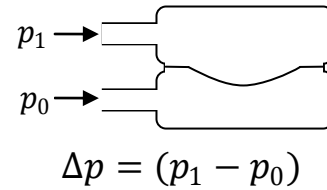


Figura 3.16. Representación del sensor MP3V5004G.

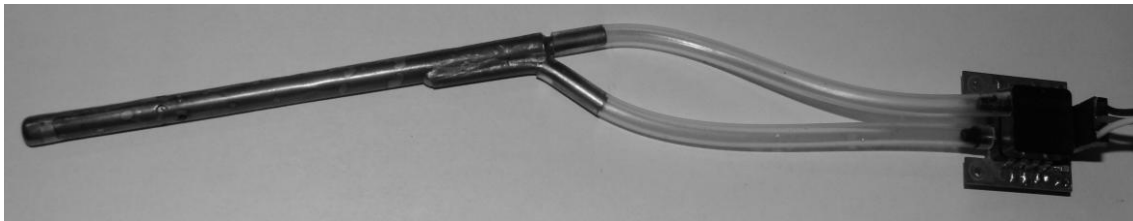


Figura 3.14. Sonda pitot a la izquierda conectada al sensor diferencial MP3V5004G.

Del teorema de Bernoulli se deduce que:

$$P_t = P_0 + \frac{1}{2} \rho v_0^2$$

Donde:

P_0 y v_0 = Presión y velocidad de la corriente imperturbada o estática.

P_t = Presión de estancamiento.

Recordando que en el flujo de un fluido la suma de la velocidad y la presión en un punto cualquiera permanece constante (2.3.1. Fuerzas implicadas en el vuelo), y considerando $v_0 = 0$:

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho v_0^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 \quad \rightarrow \quad p_1 - p_0 = \frac{1}{2} \rho (v_0^2 - v_1^2) \quad \rightarrow \quad v = \sqrt{\frac{2(p_1 - p_0)}{\rho}}$$

La toma de ambas presiones en el exterior de la aeronave se realiza mediante la sonda o tubo de pitot, consistente en dos tubos de distinto diámetro en el que el menor se introduce coaxialmente en el mayor, de manera que queda comunicado con la embocadura donde se toma la presión dinámica. El de mayor diámetro queda comunicado al exterior mediante una serie de orificios realizados transversalmente, formando grupos de 4 u 8 conservando simetría radial y separados una distancia mínima de la toma dinámica calculada en función del diámetro total.

La medición de la velocidad relativa mediante sensor diferencial y sonda de pitot es la más empleada en aeronáutica civil y militar, dado que posee un amplio rango de medida que abarca desde los 20 km/h hasta velocidades superiores a la del sonido. Tan sólo presenta un cierto error en la medida en velocidades próximas a la del sonido, debido a las ondas de choque que se forman en la punta de la sonda, donde se encuentra la toma de presión dinámica.

3.3.2.2. Circuito supervisor.

En la industria aeronáutica es muy común (cuando no la norma) que los sistemas electrónicos dispongan de otros sistemas supervisores y/o redundantes. Para implementar un sistema redundante es fundamental establecer unos parámetros que determinen si el sistema principal funciona con normalidad o se encuentra en un estado desconocido o de mal funcionamiento, es la función de supervisión que desarrollará el subsistema que se describe a continuación.

En caso de ocurrir un fallo de operación en el microcontrolador o en sus circuitos auxiliares, la posición de los relés (que determinan si las señales que controlan los servos provienen del sistema autónomo o de la recepción de la emisora) quedaría en la última posición conocida. En caso de ser esta última posición en automático sería imposible conmutarla para recuperar el control en manual, ya que es el propio microcontrolador el que mide las señales PWM de entrada en la PCA para determinar en qué posición se encuentra la palanca de control y posteriormente actuar sobre los relés.

Para tener una última oportunidad de conmutar la posición de los relés se ha ideado un circuito totalmente independiente que supervisará el correcto funcionamiento del sistema autónomo, e incluso se podrá añadir una segunda señal de control procedente del exterior del sistema (por ejemplo, muchos receptores poseen una salida que indica la posición de ciertos canales o si la recepción es correcta).

Para evaluar el correcto funcionamiento del microcontrolador se generará una señal de baja frecuencia (0,5 ó 1 Hz) mediante una tarea exclusiva cuya ejecución será incondicional. En caso de desaparecer la señal se considerará que al no haber sido posible la ejecución incondicional de esta tarea, tampoco lo será la ejecución del resto.

Una vez completo el sistema autónomo, este subsistema permitiría la concatenación con prioridad de varias tarjetas de control (sistema redundante), de modo que si la más prioritaria experimenta un mal funcionamiento, la segunda tomaría titularidad automáticamente, sustituyendo al equipo defectuoso.

Para esta función se ha ideado el siguiente diagrama de bloques:

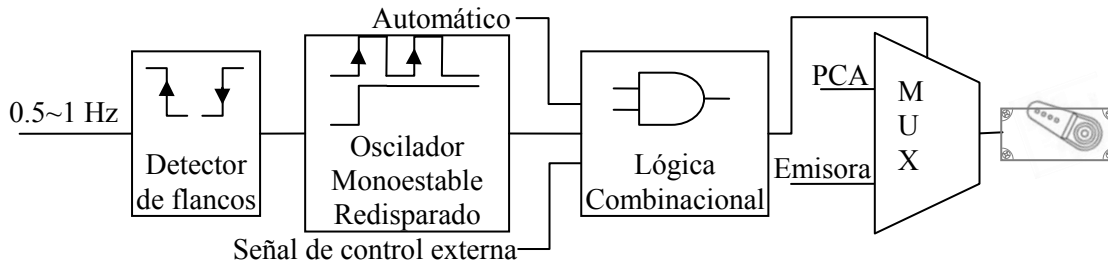


Figura 3.15. Diagrama de bloques C. supervisor.

Oscilador Monoestable Redisparado.

El funcionamiento del circuito se basa en la operación del oscilador monoestable en la variante redisparada, en la que la salida permanece a nivel alto (situación no estable) si la entrada no excede un determinado tiempo a valor alto. Superado el tiempo programado la salida pasa a nivel bajo (situación estable que indicaría avería), y permanece así indeterminadamente si la entrada no conmuta a nivel bajo. Su función se representa en el gráfico siguiente y se compara con el monoestable básico, que no se ajusta a las necesidades del diseño:

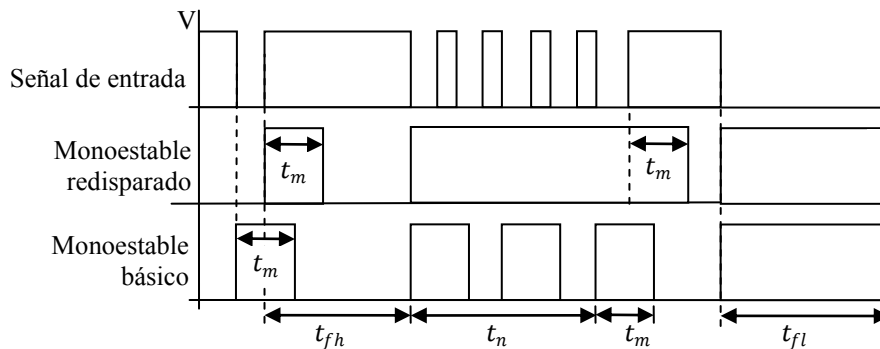


Figura 3.16. Comparación entre monoestable básico y redisparado.

Como se observa en la figura 3.16., ambos monoestables se configuran con el mismo tiempo monoestable (t_m), cuyo disparo se produce en los flancos de bajada de la señal de entrada.

Durante t_{fh} (tiempo de fallo a nivel alto) se produce un fallo que deja la señal bloqueada a nivel alto, lo que es identificado por ambos monoestables como un error (salida a nivel bajo).

Durante t_n (tiempo de funcionamiento normal) el monoestable redisparado identifica que los flancos de bajada se encuentran dentro de su tiempo monoestable, por lo que indica con la

salida a nivel alto que el funcionamiento es correcto, circunstancia que no ocurre con el básico, que produce una señal incorrecta para el propósito del diseño (se debe a que los flancos producidos durante la salida a nivel alto no reinician el tiempo monoestable, lo que se conoce como redisparo). Tras el último pulso el redisparado espera el tiempo monoestable, y al no producirse un nuevo flanco dentro del intervalo indica con nivel bajo que se ha producido error.

Durante t_{fl} (tiempo de fallo a nivel bajo) se produce el bloqueo de la señal a nivel bajo, ambos monoestables no reconocen la situación de error, ya que para conmutar la salida a nivel bajo es necesario que la entrada se encuentre a nivel alto (usando monoestable con 555).

Se deduce de esto que el detector de flancos debe producir un nivel bajo a la detección de flanco de subida y bajada, y permanecer a nivel alto el resto del tiempo para permitir la correcta operación del monoestable al no recibir ningún flanco.

Detector de flancos.

La detección de flancos en un sistema digital, su función consiste en comparar la señal actual con la que había en instantes pasados. Esta acción conlleva demasiada electrónica añadida (circuito biestable que recordara el valor de la señal pasada, lógica que comparara la señal memorizada con la actual y un reloj que indique cuando se ha de comparar y actualizar), por lo que se opta no por retrasar la señal, sino por aumentar el tiempo que tarda en alcanzar su valor. Se consigue mediante una red RC, que genera una forma de onda exponencial de la forma $v(t) = v_0 \cdot (1 - e^{-\frac{t}{R \cdot C}})$. El punto de comparación ideal sería $\frac{v_0}{2}$, así se obtendría el mismo tiempo en flanco de subida y bajada, pero debido a la función exponencial que experimenta la tensión ese punto se alcanza con mucha rapidez. Se puede emplear la comparación por histéresis o lógica con entrada Schmitt trigger para variar el punto de comparación y permitir el disparo del monoestable.

Retrasada la capacidad de la señal de alcanzar su valor máximo ya se puede comparar con la señal original, para este fin se debe emplear la lógica combinacional de comparación más sencilla, que consiste en la función XOR. Estudiando su función lógica se observa que la salida es “1” (nivel alto) cuando las entradas son distintas entre sí, es decir, durante el retraso aplicado, lo que no se ajusta a los requerimientos de disparo.

Se resuelve esta inconveniencia sustituyendo la función XOR por su complementaria, la XNOR, que de no encontrarla implementada, se conseguiría negando una de las entradas de la XOR. Buscando entre las familias lógicas de reciente aparición se encuentra la familia LVCMOS1G, una mejoradísima versión de la clásica CMOS que permite muy bajos niveles de alimentación, tanto como 1.5V. El reducido tamaño (del core) y bajo consumo (10 μ A) permiten encapsulados de una o pocas puertas por encapsulado (BGA 6 pines de 0,5mm de paso).

El fabricante Texas Instruments presenta la referencia SN74LVC1G57, un integrado capaz de integrar varias funciones mediante una serie de puertas con conexión fija entre ellas configurando apropiadamente la conexión de las entradas. Adicionalmente tiene la ventaja de que todas las entradas tienen como buffer un inversor tipo Schmitt trigger.

INPUTS			OUTPUT
IN2(6)	IN1(1)	IN0(3)	Y(4)
L	L	L	H
L	L	H	L
L	H	L	H
L	H	H	L
H	L	L	L
H	L	H	L
H	H	L	H
H	H	H	H

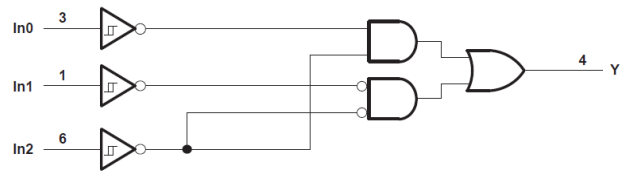


Tabla 3.4. y Figura 3.17. Tabla de función y construcción interna del integrado SN74LVC1G57.
Fuente: ti.com

Remarcando en la tabla 3.4. los valores esperados de la función XNOR (“H” cuando las entradas son iguales y “L” cuando son distintas), da como resultado que para cumplir con todas las combinaciones IN1 debe ser igual a IN3, lo que indica que los pines 3 y 1 irán unidos y formarán una de las entradas de la XNOR. La otra entrada la conformará IN2, pin 4.

Lógica combinacional

Diseñados los dos primeros bloques del sistema de supervisión (ver figura 3.15.), tan sólo queda la lógica combinacional que controle directamente el conjunto de relés que conmutan la señal desde la PCA o emisora a los servomotores (indicado como MUX). Es la parte más sencilla, puesto que parece lógico que para el que el sistema pueda controlar autónomamente se han de cumplir todas las condiciones de funcionamiento (el micro activa la salida “automático”, genera la señal de detección de fallo, y la señal externa de control indica que el interruptor de la emisora se encuentra en “automático”), por lo que la función a implementar es una AND de tres entradas, construida también por Texas Instruments, con la referencia SN74LVC1G11.

Circuito multiplexor

El multiplexor cumple con una función lógica combinacional que consiste en conmutar de entre varias entradas (denominadas canales), una sola con la única salida. Para asegurar en todos los casos la conmutación y el aislamiento entre sistemas se ha dispuesto de unos pequeños relés de señal. Diseñados especialmente para conmutación de señales, tienen un consumo irrisorio comparado con los relés de uso general, de tan sólo 50mW frente a los 700mW de modelos estándar.

El número de canales de cada multiplexor es de 2, la salida desde PCA y la salida de la emisora, y se requieren un total de cuatro para cada uno de los cuatro servos, por lo que si cada relé integra dos multiplexores (contactos tipo DPDT) se requiere un total de dos relés.

Para minimizar aún más el consumo de este bloque se disponen los dos relés con las bobinas alimentadas en serie, de manera que la corriente será la mitad que si se conectaran en paralelo, así supone un consumo total de 11mA, y una tensión de alimentación de $4,5V \cdot 2 = 9V$. Aunque la suma de las tensiones es mayor que la tensión nominal de la batería ($9V > 7.4V$) en las hojas de características del fabricante se garantiza la conmutación al alcanzar el 80%, o sea, a los 7.2V, tensión a la que la batería se considera dañada.

Cuando el relé se encuentra energizado (conmutados los pines COM y NO) el funcionamiento del sistema es autónomo, por lo que cuando se encuentran desenergizados el funcionamiento es manual (conmutados los pines COM y NC). Esto es beneficioso si se encuentra en fase de pruebas, pues el mayor consumo lo genera cuando se encuentra en autónomo, que será el periodo de tiempo más corto. Sin embargo, en estados más avanzados de diseño se puede necesitar la circunstancia contraria, que el modo autónomo genere el menor consumo para hacer vuelos de prueba prolongados, pudiendo ser incluso innecesario el control manual. Para ello se diseña la PCB de manera que se pueda dar la vuelta a los relés, alternando los pines NC y NO, siendo necesario la sustitución del bloque de lógica combinacional, integrado por la AND de 3 entradas, por una NAND de 3 entradas (SN74LVC1G10).

3.3.2.3. Entradas analógicas.

Todas las entradas analógicas serán convertidas a una palabra digital por medio del ADC interno del que dispone el microcontrolador. El método de conversión mediante el cual se realiza esta conversión es SAR (Successive Approximation Register, registro de aproximaciones sucesivas), en el que se generan mediante un algoritmo una serie de palabras digitales, que convertidas a analógicas, son comparadas con la señal de entrada. Cuando el resultado de la comparación es positivo, la palabra generada por el SAR se corresponde con el valor digital de la entrada analógica. Este es uno de los sistemas más rápido que existente, pues asegura el final de conversión en un número de ciclos de reloj igual al número de bits del convertidor.

Como en cualquier convertidor, todas las señales son comparadas con una tensión de referencia, perteneciendo el valor digital más alto con esta tensión. Por ejemplo, si se dispone de un convertidor de 12 bits la salida del código digital es $ADC = \frac{V_i}{V_{ref}} \cdot 2^{12}$.

Es fácil deducir que la tensión máxima que será capaz de convertir es $V_i = V_{ref}$, por lo que si la salida de los sensores supera esta tensión será necesario atenuarlas, para que como máximo, alcancen dicho valor para su valor de salida más alto.

Dado que para todas las señales de entrada se prevé un ratio de variación pequeño se puede considerar que todas se tratan de tensiones constantes, por lo que el filtrado mediante una red RC no afectará (si no que mejorará por la eliminación de picos de tensión) a la conversión.

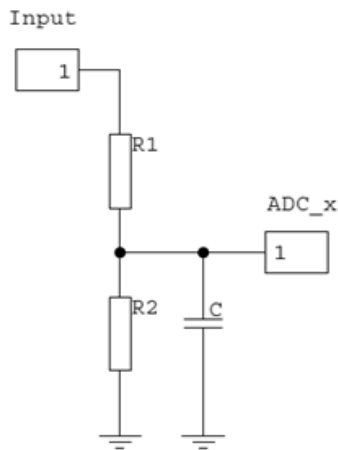


Figura 3.18. Entrada ADC

Para resolver ambas necesidades se provee de divisores de tensión con filtrado RC, cuyo esquema se muestra en la figura 3.18. El filtrado RC evita el ruido que pudiera afectar a la medida de los sensores analógicos, que debido a que se sitúan fuera de la PCB, se conectan mediante cables de cierta longitud.

Para calcular los valores de los componentes a emplear se consideran dos instantes de tiempo: el régimen transitorio, en el que existe cambios de tensión en la entrada; y el permanente, en el que se considera la señal de

entrada sin cambios y un tiempo lo suficientemente largo como para cargar el condensador por completo.

Comenzando por el régimen permanente, la ecuación a emplear es la clásica del divisor de tensión. Para el cálculo del condensador C mediante la ecuación de carga de un condensador, se calcula la resistencia equivalente del conjunto, de manera que la R_{eq} será la que determine la exponencial de la carga de C.

Cortocircuitando la tensión de entrada, ambas resistencias quedan en paralelo, luego la resistencia equivalente resulta:

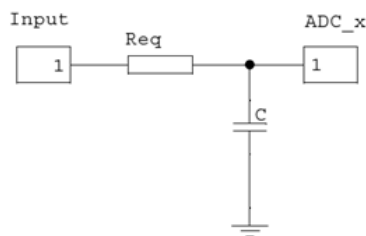


Figura 3.19. Circuito equivalente.

$$ADC_x = V_{input} \frac{R_2}{R_2 + R_1}$$

$$R_{eq} = \frac{1}{\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}}$$

$$v_{ADC_x}(t) = v_0 \cdot (1 - e^{-\frac{t}{R_{eq} \cdot C}}) \rightarrow \tau = R_{eq}$$

Se considera que el condensador se carga o descarga transcurridos $\tau = R_{eq} \cdot C$ (s), por lo que éste tiempo deberá ser igual al tiempo de muestreo de cada una de las entradas, es decir, aunque el máximo valor de condensador proporciona el valor de filtrado más alto, se debe establecer un límite máximo en el cual la capacidad permita su carga o descarga en un solo periodo de muestreo del DAC. De superar este valor podría ocurrir el caso en el que se produzca un cambio brusco de una de las señales pero el sistema no sea capaz de cuantificarla correctamente, pues el filtro alargaría el tiempo en el que se produce la variación.

Se distinguen a esta altura dos tipos de señales analógicas en el sistema:

- Señales de sensores: Deben tener un periodo de muestreo corto, los valores de tensión cambian rápidamente y permiten calcular el comportamiento del sistema. Son los sensores de velocidad de aire.
- Señales de supervisión. Son tensiones que varían lentamente, por lo que permiten periodos de muestreo altos. Son las tensiones de batería, alimentación y temperatura.

Con estas conclusiones se elabora una tabla para el cálculo de los componentes:

Señal	V (max)	Vref	R2 (1/o)	R1 (1/o)	R2 (K)	R1 (K)	ADC_x	T(s) aprox	C (uF)
Diferencial	3	2,2	1	0,363636	5,6	2,2	2,15385	0,01	6,33116883
Rotatorio	0,3	2,2	No	requiere		1	0,3	0,01	10
Libre	5	2,2	1	1,272727	1,5	2,2	2,02703	0,01	11,2121212
Lipo celda 1	4	2,2	1	0,818182	5,6	4,7	2,17476	1	391,337386
Lipo celda 2	8	2,2	1	2,636364	3,3	10	1,98496	1	403,030303
Emisora	6,5	2,2	1	1,954545	2,2	4,7	2,07246	1	667,311412
T Motor	2	2,2	No	requiere		1,5	2	1	666,666667

Tabla 3.5. Cálculo de los divisores de tensión para las entradas al ADC.

3.3.2.4. Diseño de la PCB.

Llegados a este punto ya quedan definidos la totalidad de los bloques que integrarán el prototipo aéreo, representados en la figura 3.20.

Se diseña la PCB y se realiza un prototipo sobre placa especial de 0.8mm de espesor, lo que permite la realización de pistas más finas, de 0,25mm con un éxito de 100% (ninguna pista cortada ni unida con adyacentes). Al ser el substrato más delgado (la mitad de la mayoría que se encuentran en el mercado) facilita la alineación de las caras superior e inferior, además de facilitar el taladrado, realizado con broca de 0,3 mm.

Una vez realizadas las vías y remachadas (con hilo de latón de 0,3mm), soldadas las vías y componentes y comprobado su funcionamiento (con resultando satisfactorio) se atornilla a un

chasis realizado con madera de balsa, el principal material constructivo y estructural de los aviones RC.

Es conveniente realizar un pequeño programa de prueba que configure los registros de los periféricos y sobre todo la alimentación y las entradas y salidas, que aunque están pensadas para tomar un valor en el reset que no dañe el componente (cualquiera que sea el diseño en el que se encuentra inmerso), no se puede garantizar su supervivencia en caso de existir una configuración que entre en conflicto con el hardware diseñado (por ejemplo configuraciones del regulador interno o distintos niveles de tensión entre una salida pensada como entrada).

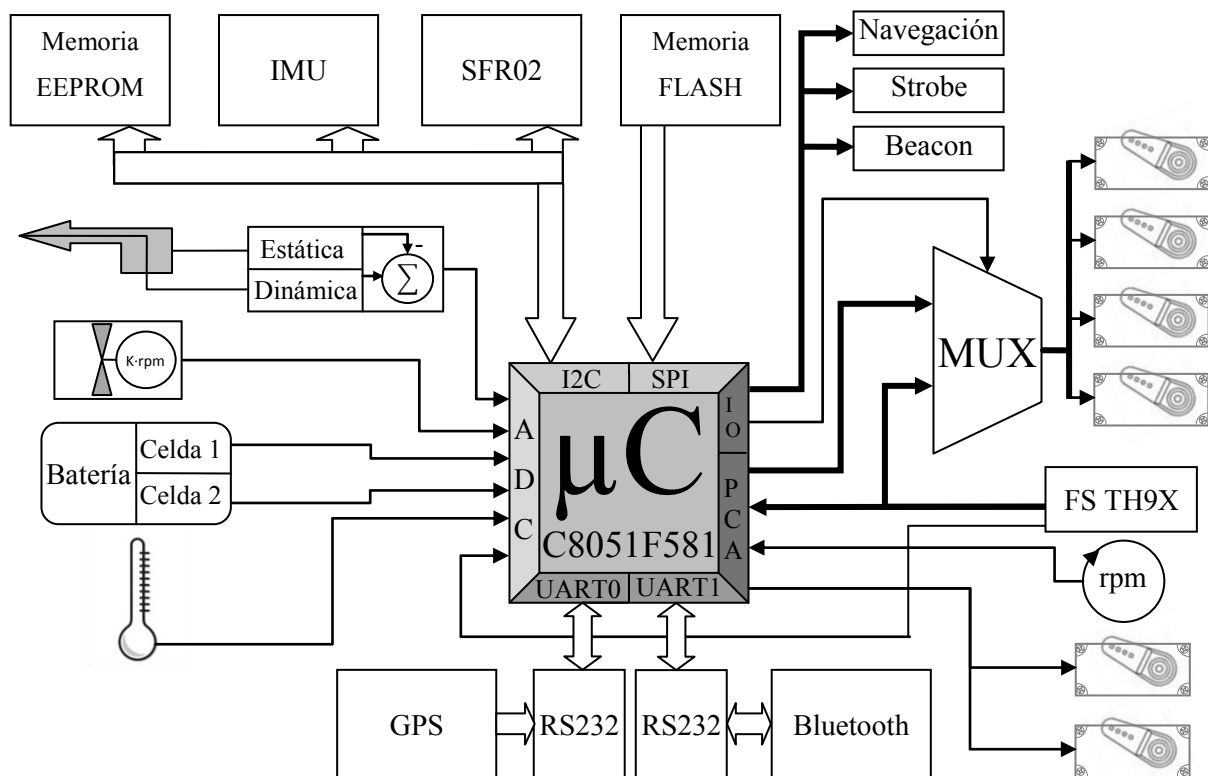


Figura 3.20. Diagrama de bloques completo del prototipo aéreo.

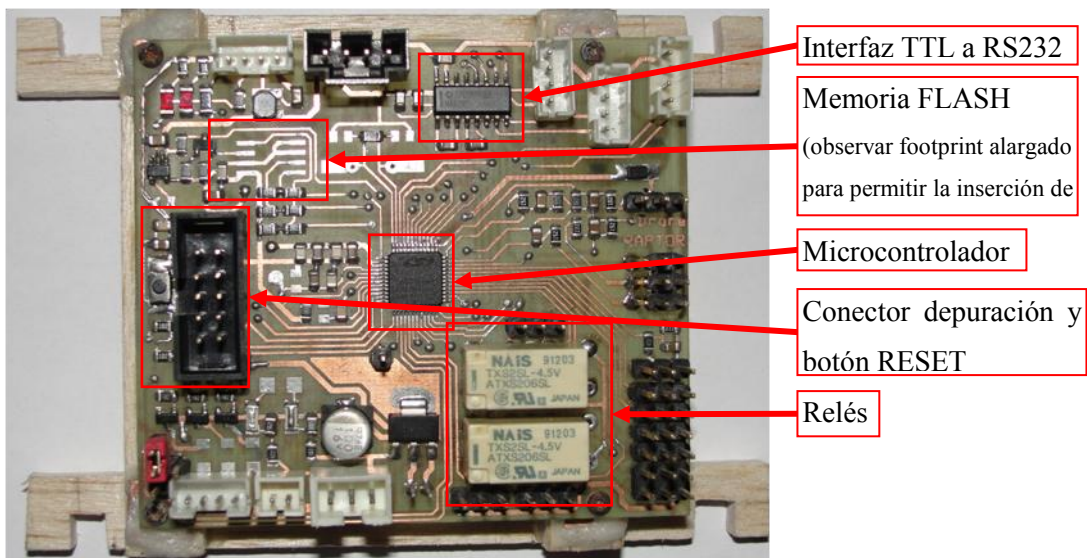
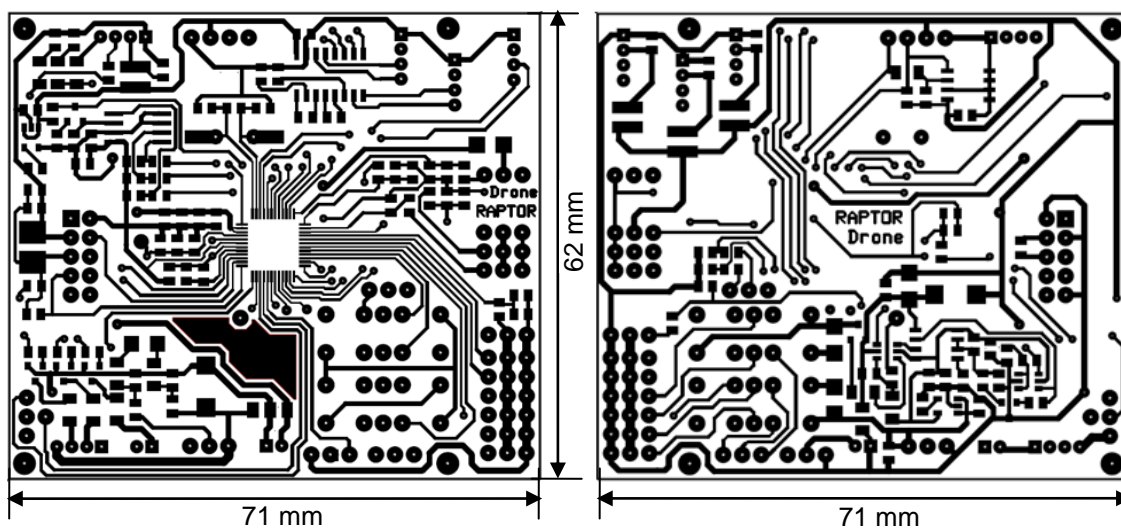
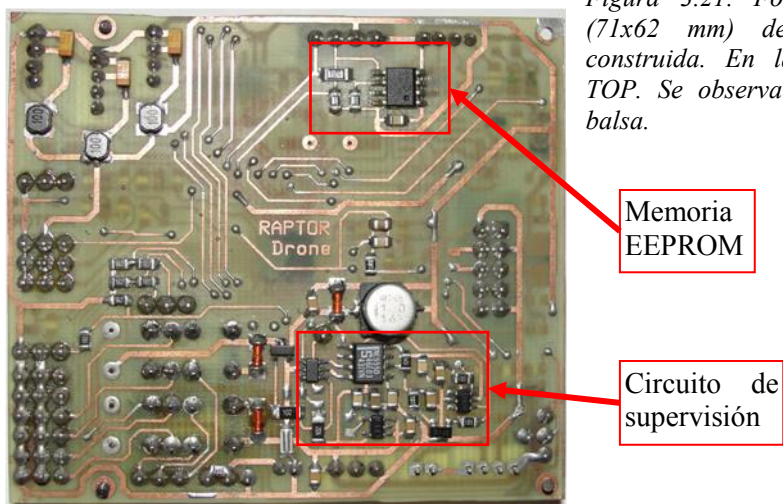


Figura 3.21. Fotografías a tamaño real (71x62 mm) de la PCB diseñada y construida. En la imagen superior, cara TOP. Se observa el chasis de madera de balsa.



3.3.3. Presupuesto.

En esta sección se evalúa el coste de los componentes adquiridos, necesarios para la construcción de un sistema completo. Algunos componentes son reciclados o se encuentran descatalogados, en tales casos se indica el precio aproximado de componentes de similares características por los que serían fácilmente sustituibles.

Referencia	Función	Unidades	Coste (€/u)	Total
8051F581	Microcontrolador	1	4,47	4,47
RS232	Adaptador de nivel	1	0,863	0,863
TXS2SL-4,5V	Rele señal	2	1,469	2,938
SN74LVC1G57	XOR SCHIMTT-TRIG	1	0,324	0,324
SN74LVC1G11	AND 3 INPUT	1	0,913	0,913
NE555-3V	Multivibrador	1	0,407	0,407
LP2992AIM53.3	Regulador 3v3	2	1,35	2,7
LM78M05	Regulador 5v	1	0,531	0,531
25FL008	Memoria Flash	1	4,6	4,6
24LC256	Memoria EEPROM	1	0,558	0,558
BMP085	S. Barométrico	1	2,31	2,31
HMC5883L	Magnetómetro	1	1,11	1,11
L3G4200D	Giroscopio	1	4,16	4,16
ADXL345	Acelerómetro	1	1,61	1,61
No disponible (descatalogado)	Receptor de GPS	1	14	14
No disponible (descatalogado)	Transmisor BT	1	3,47	3,47
MP3V5004G	Sensor diferencial	1	5,35	5,35
LED's 1W	LED's señalización	6	0,6	3,6
Otros componentes	R, C, L, conectores, placa	2	10 (aprox)	10
			Total	63,914

Tabla 3.7. Presupuesto empleado para la realización del prototipo.

Durante la ejecución de este proyecto se ha experimentado un abaratamiento considerable en el coste de los componentes empleados, sobre todo en los dedicados a navegación y control de UAV's debido a la explosión tecnológica que experimentan este tipo de vehículos.

Esto es por tanto uno de los valores añadidos del presente proyecto, ya que por la accesible cuantía calculada en la tabla 3.7. se puede disponer de una plataforma de desarrollo completa capaz de adaptarse a la mayoría de vehículos existentes en el mercado (máximo de hasta 8 canales de control PWM mediante las salidas configurables de los PCA, siendo 8 canales para los octocópteros).

3.3.4. Diseño software.

En este punto se desarrollan los cálculos y algoritmos que deberá implementar el software que ejecutará el microcontrolador. Al igual que en las fases anteriores, se hará uso del sistema operativo RTX-51 Tiny, lo que permitirá la ejecución de distintas tareas de modo aparentemente concurrente, facilitando enormemente el delicado timing entre eventos, como por ejemplo la toma periódica de muestras de un sensor, el cálculo de las salidas y la modificación de actuadores.

3.3.4.1. Planificación por tareas e interrupciones.

Para el desarrollo del código se va a distinguir entre dos tipos de algoritmo que darán lugar a los distintos autómatas que gestionarán las necesidades de procesamiento del proyecto.

Por un lado se programan autómatas cuya base de funcionamiento serán las tareas concurrentes gestionadas y temporizadas por el sistema operativo RTX-51 Tiny. Su característica principal es que su ejecución es cíclica, por lo que es necesario incluir su código en un bucle infinito (en el caso de C formulado mediante `while(1);`). La memoria necesaria para su funcionamiento no es automática, sino que existe y es constante aunque se elimine de la ejecución. Son capaces de detenerse y reanudar su ejecución desde cualquier estado del autómata, siendo necesarias las señales generadas por las interrupciones de los periféricos, por otras tareas o por timeouts del sistema operativo para su reanudación.

Por otro lado, se organizan autómatas cuya ejecución se inicia por la llamada a un vector de interrupción generado por uno de los periféricos. Su ejecución es iterativa y similar a la llamada de una función corriente, por lo que no es cíclica, sino que tiene un punto de inicio y un punto de cierre del código de interrupción. Se ha de prever que el código contenido en el vector de interrupción sea liviano, ya que si durante su ejecución se produce una interrupción de menor prioridad no se atenderá hasta su conclusión, lo que puede producir un aumento en la latencia con la que son atendidas.

En base a estas características y analizando las necesidades de cada tarea se establece que los buses de comunicación se atenderá en su interrupción (emisión y recepción mediante bus I2C, SPI, UART1 para usuario, solo envío, mientras que el resto de tareas se realizarán mediante el sistema operativo (UART1 solo recepción, UART0 para GPS ya que su decodificación es algo intrincada, muestreo de sensores, temporización de las distintas señales). Su elección se justificará en cada caso.

3.3.4.2. Bus I2C: Lectura e interpretación de la IMU.

Una de las necesidades fundamentales (quizá la de mayor importancia) es el correcto muestreo de la IMU. En el diagrama de bloques del regulador PID (*Figura 2.24.*) se deduce que debe existir una vía de realimentación con la que comparar la consigna, sin embargo, este diseño difiere del esquema en que es necesario una cuantificación (conversión de la variable física de posición a una palabra digital) para conseguir realizar los cálculos necesarios. Es la IMU la que realiza esta operación.

Para el correcto funcionamiento se prevé el uso de dos automatismos independientes que funcionarán conjuntamente, se buscan en este diseño latencias mínimas y una ejecución con un período exacto:

- Un autómata iterativo en la interrupción para el uso eficiente del propio bus, con poca carga de proceso.
- Una tarea para la gestión del tiempo, secuenciación de procesos y cálculo de parámetros. Con una carga de proceso considerable, posiblemente la de mayor peso de todo el código.

Interrupción del bus I2C

Se elabora un diagrama de flujo con la operación que realiza el autómata iterativo que se ejecuta cuando se produce una interrupción del bus. Es necesario que el autómata que requiere del uso del bus inicie la transmisión produciendo un START, previa comprobación de disponibilidad del periférico.

Una vez conformado el START se produce la interrupción y consecuentemente una iteración del autómata contenido en el código de atención a la misma. El estado del autómata viene dado por el registro de control SMB0CN, que obviando el bit de menor peso correspondiente al flag, contiene información del estado actual del periférico:

- Vector de estado, que indica si el microcontrolador actúa como MASTER, la dirección de transmisión actual y si se ha generado START o STOP.
- La petición o recepción de un bit ACK.
- Fallo en la asignación arbitraria del uso del bus, en el caso de existir varios MASTER).

Conocido el estado del bus, y contenidos los bytes de datos en registros que contienen la cabecera, los bytes de escritura y su cantidad, y el puntero a la dirección para guardar la lectura y la cantidad de bytes a leer, el autómata lo único que deduce es el byte a escribir en el bus (en modo escritura) y cuantos bytes leer (en modo lectura) mediante la transmisión de NACK, terminando la lectura con ACK. Se codifica en C el algoritmo de la figura 3.23.

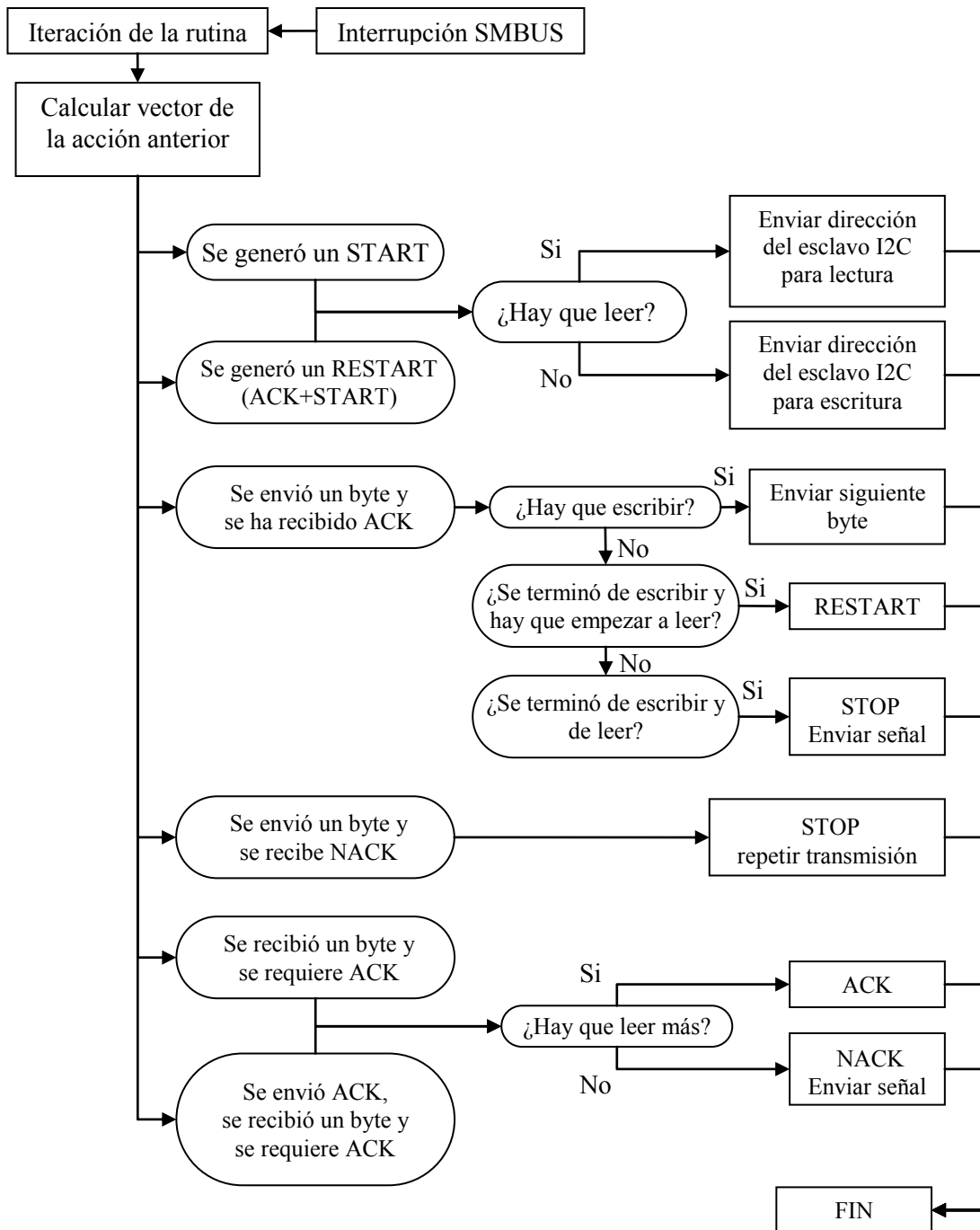


Figura 3.23. Algoritmo codificado para la atención a la interrupción del bus I2C.

Autómata I2C

Comprobado el correcto funcionamiento del bus, solo queda temporizar su correcta gestión. Se ha comprobado que pese a la longitud del código de atención a la interrupción, el poco ejecutado en cada iteración le dota de gran eficacia, disminuyendo la latencia que experimenta el autómata de control. Este hecho es muy significativo, ya que como se ha desarrollado previamente, el correcto uso del bus exige una gran carga computacional, que se libera con el código ejecutado en la rutina de atención.

Se comprobó en fases anteriores, con mucho menor uso del bus (gestión mediante tarea, y lectura únicamente del magnetómetro), que debido a la tasa de error se requería del reinicio constante del periférico lo que conllevaba la pérdida de numerosas muestras, sin embargo, con esta mejora no se ha registrado ningún fallo en la transmisión durante las pruebas, lo que aumentará enormemente la fiabilidad del prototipo.

El autómata en sí se caracteriza por su simpleza, pues es la interrupción quien ejecuta toda la comunicación. Básicamente asume la secuenciación de la escritura, lectura, y espera sobre los componentes de la IMU, que una vez obtenidos los registros con la lectura de los sensores, calcula la actitud y altitud, y con estas la posición de los servos.

Adicionalmente, si se encuentra activada la captura a FLASH envía una señal al autómata de gestión del bus SPI que guarda todas las variables significativas para su posterior tratamiento en tierra. Esta acción constituye la funcionalidad de “caja negra” de datos de vuelo.

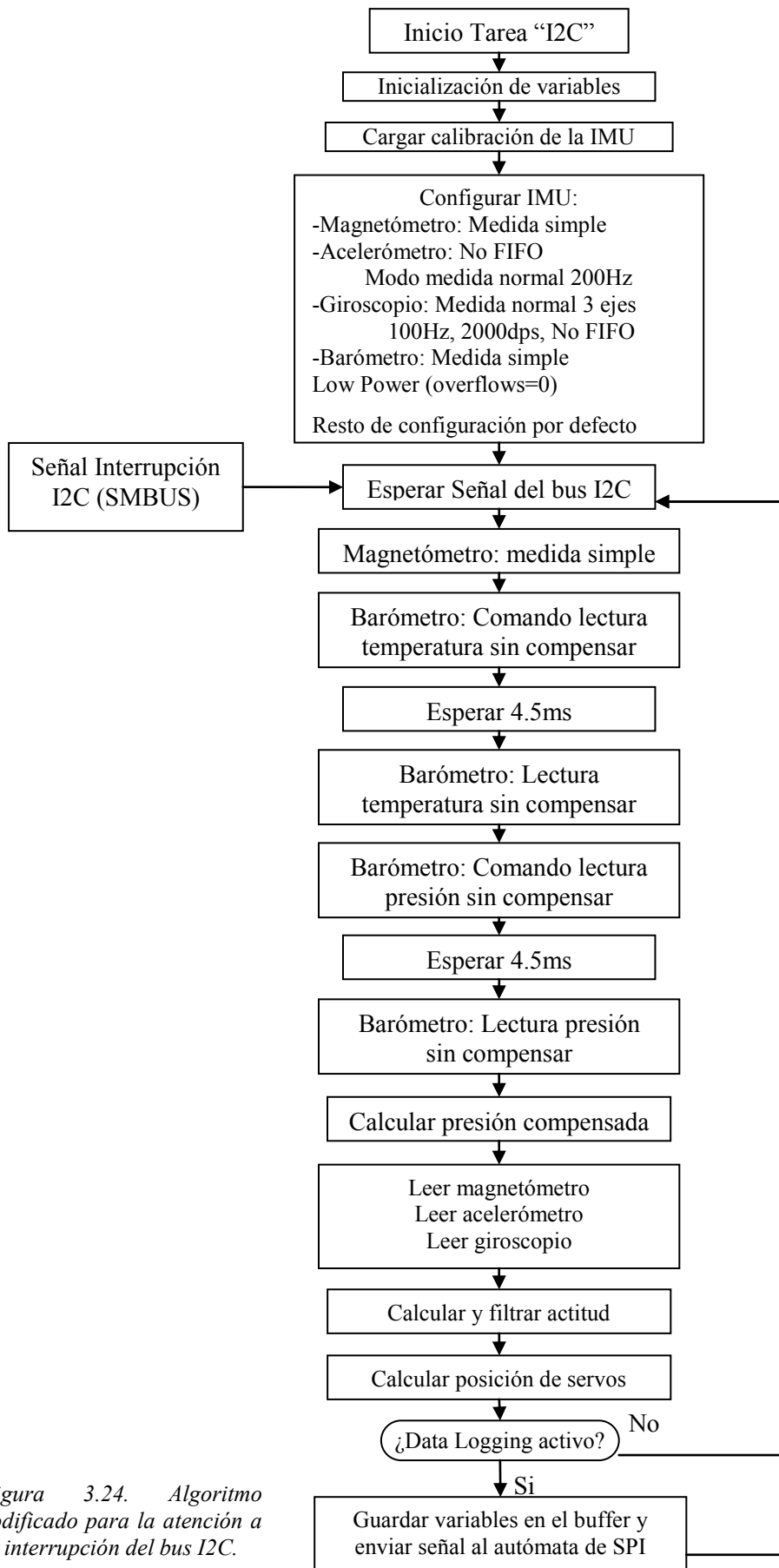


Figura 3.24. Algoritmo codificado para la atención a la interrupción del bus I2C.

IMU

Como se puede deducir del diagrama de bloques en la figura 3.20. la comunicación con cada uno de los cuatro sensores que forman la IMU se realiza a través del bus compartido I2C, por lo que ha de comprobarse que ninguno de los componentes comparte dirección de esclavo, en cuyo caso habría que estudiar la forma de cambiarla según las indicaciones del fabricante. Puede darse el caso en que la dirección de esclavo sea inmodificable (como el sensor barométrico), pero en la mayoría de componentes puede cambiarse, ya sea mediante software (como por ejemplo el sónar ultrasónico), en el que han de escribirse una serie de bytes seguidos de la nueva dirección, o bien mediante hardware (el resto de componentes de la IMU y la memoria EEPROM) alterando el nivel lógico de una o más entradas que modifican directamente determinados bits de la dirección de esclavo.

Para estudiar la compatibilidad de direcciones en el bus se elabora una tabla que servirá como referencia a la hora de comunicarnos con cada esclavo:

Referencia	Función	Dirección escritura	Dirección lectura
SFR02	Sónar ultrasónico	0xE0	0xE1
24LC256	Memoria EEPROM	0xA0	0xA1
HMC5883L	Magnetómetro	0x3C	0x3D
ADXL345	Acelerómetro	0xA6	0xA7
L3G4200D	Giroscopio	0xD0	0xD1
BMP085	Barómetro	0xEE	0xEF

Tabla 3.7. Mapa de direcciones esclavos I2C.

Al no existir conflicto en las direcciones de los esclavos se pueden integrar en el sistema sin modificación alguna, si bien cabe indicar que algunos de los sensores que incluye la IMU tienen la dirección modificada en la propia PCB (mediante un selector consistente en una huella con una circunferencia dividida en tres partes, siendo la central la común conectada al pin correspondiente, y cada uno de los semicírculos restantes conectados a VCC y GND, de manera que con una gota de soldadura se conmuta la parte central con el nivel lógico deseado), lo que permitiría alternarla en caso de necesitar nuevos esclavos con direcciones coincidentes.

Confirmada la compatibilidad de direcciones, se estudia a continuación cada uno de los sensores incluidos en la IMU, tanto la configuración necesaria para permitir su correcta operación como la interpretación de los datos obtenidos, y por tanto, los cálculos necesarios para poder transformar la gran cantidad de información en los parámetros necesarios para evaluar la aptitud de la aeronave, es decir, los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada (Heading si tomamos como referencia el norte magnético); y los datos de temperatura y presión que dará a lugar la altitud en metros tomando como referencia el nivel del mar.

HMC5883L, sensor magnético de tres ejes.

Se trata de un dispositivo que incluye tres sensores magneto-resistivos orientados ortogonalmente entre ellos y un ASIC que realiza la amplificación, la cancelación del offset, las lecturas de cada uno de los tres sensores, y la comunicación mediante el bus serie I2C. Una vez establecidos los algoritmos de lectura y compensación del magnetómetro funcionará como la brújula del aeronave.

Su funcionalidad consistirá en establecer el Heading, que es el ángulo de guiñada (yaw o Ψ , Psi) de la aeronave en relación con el norte magnético. Dado que el parámetro físico a medir es la magnitud y la orientación de las líneas del campo magnético terrestre (modelado mediante un vector y caracterizado por las aportaciones en cada uno de los ejes) no es posible establecer de forma inequívoca la dirección del norte, es decir, un sólo vector no es suficiente para referenciar un sistema coordenado de tres ejes.

Como se representa en la figura 3.25. (izquierda) el eje “x” del sensor se encuentra alineado con las líneas de campo, por lo que registrará el máximo valor, mientras que los ejes “z” e “y” no registrarán medida alguna (a excepción de errores del sistema, como offset y magnetizaciones de elementos ferromagnéticos cercanos). Si se gira el sensor mientras que el plano formado por los ejes “xy” conservando su paralelismo a la superficie terrestre el sensor “z” continúa sin registrar medida, y se puede calcular el rumbo mediante una relación trigonométrica.

Sin embargo, si se pierde el paralelismo (derecha) existe multitud de puntos en los que las aportaciones de cada sensor permanecen constantes. Si se inclina el sensor de modo que el eje “x”, en rojo, recorra la superficie del cono con vértice en el origen de los ejes, existe en todo punto un plano (en amarillo) capaz de contener a los otros dos ejes (“z” e “y”), en el cual las aportaciones de cada eje permanecen constantes, por lo que cualquier solución tomada para el cálculo del norte no resulta inequívoca.

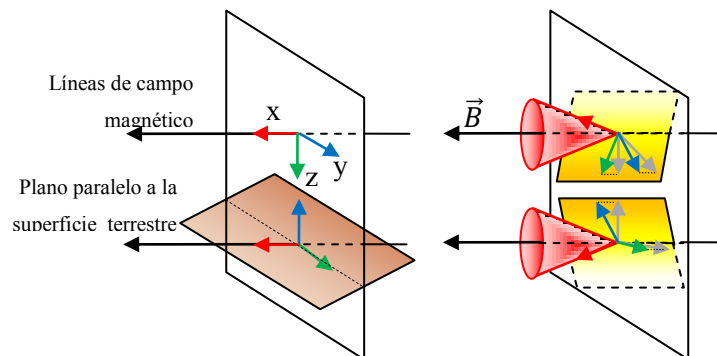


Figura 3.25. Dos orientaciones del sensor magnético, a la izquierda dos ejes se encuentran paralelos al suelo (contenidos en el plano marrón), a la derecha, el sensor se encuentra desalineado.

Por tanto, se establecen dos métodos para determinar de forma inequívoca la dirección del norte:

- Forzar al plano que contiene dos sensores (XY, XZ o ZY) a permanecer constantemente paralelo al suelo (caso del automóvil, resuelto en la fase 2), configuración en la cual la lectura de uno de los ejes (el perpendicular al plano) nunca registra aportación.
- Compensar la inclinación con otro vector de referencia cuya dirección permanezca constante sobre toda la superficie terrestre. Será la solución adoptada, incluyendo el vector descrito por la gravedad (mediante el acelerómetro) como segunda recta de referencia.

ADXL345, acelerómetro de tres ejes.

Al igual que en el caso anterior se compone de tres sensores sensibles a la aceleración, orientados según el mismo criterio, y de la electrónica específica para su medición y comunicación mediante I2C y SPI. Adicionalmente incluye la opción de almacenaje automático en una FIFO interna, lo que mejoraría el timing de los cálculos, pues se puede considerar que el lapso transcurrido entre muestra y muestra es exactamente el configurado en el dispositivo.

Se puede configurar tanto el fondo de escala (± 2 g/ ± 4 g/ ± 8 g/ ± 16 g) como la resolución (10 ó 13 bits). Gracias a su gran sensibilidad de 4mg/LSB ofrece una medida precisa que permite detectar cambios menores de 1°.

Mediante la lectura de sus registros de salida, se obtienen los valores de fuerza g que experimenta cada uno de los tres sensores alineados con cada eje, obteniéndose por trigonometría los valores de los ángulos de alabeo y cabeceo (que no están referenciados al campo magnético):

$$cabeceo, pitch = \operatorname{atan2}\left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}\right), \quad alabeo, roll = \operatorname{atan2}\left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}}\right)$$

L3G4200D, giroscopio de tres ejes.

Se trata de nuevo, y por última vez, de un triple sensor encapsulado con el ASIC necesario para su completa funcionalidad. En esta ocasión el dispositivo registra el ratio de giro producido sobre cada uno de los ejes, expresado en dps (grados por segundo), sobre tres fondos de escala seleccionables de $\pm 250/\pm 500/\pm 2000$ dps con 16bits de resolución.

Gracias a la precisión de las medidas tomadas sobre cada uno de los ejes es fácilmente estimable la posición final del dispositivo, previo conocimiento de la posición inicial y el lapso entre muestras (T_{gyr} = período de muestreo del giroscopio):

$$Tasa\ angular: \omega = \frac{\Delta\theta_{xyz}}{\Delta t} \text{ (dps)} \qquad \theta_{final} = \omega T_{gyr} + \theta_{inicial}$$

En esta ocasión el tiempo entre muestras es crítico, y no perder muestras es fundamental. Para ello se ha previsto la adición de una memoria FIFO interna, de modo que previa programación de la frecuencia de muestreo ($f_{gyr} = \frac{1}{T_{gyr}}$), el dispositivo almacena secuencialmente las lecturas de cada uno de los tres ejes, y las posiciona en los registros de salida cada vez que se accede a cualquiera de ellos (se han de leer los 6 registros en modo *multiple bytes read*, pues el acceso a sólo uno de ellos y el posterior reinicio del bus provoca el avance de la FIFO con la consiguiente pérdida de los bytes no leídos). Esto libera al microcontrolador de la tarea de temporizar el tiempo entre muestras, que debido a que se suele implementar mediante interrupciones, poseen una incertidumbre que desvirtuarían las medidas.

El objetivo del giroscopio es estimar los cambios de posición, el mecánico se basa en la conservación del momento angular y el electrónico en la doble integración de la aceleración ($\int a dt(m/s^2) = v(m/s)$, $\int v dt(m/s) = x(m)$). En un sistema discreto la integración se entiende como una acumulación de muestras respecto al tiempo, es por ello que adicionalmente a la acumulación de datos útiles para el sistema, se produce la de los errores, es por ello que transcurrido un tiempo lo suficientemente largo, el valor del error puede ser significativo.

Integración de los tres sensores inerciales.

Cada uno de los tres sensores está dedicado a la caracterización de un parámetro distinto, pero se han de combinar los resultados de modo que las variables de salida sean los ángulos de navegación del vehículo, el de cabeceo (pitch), alabeo (roll) y guiñada (yaw) o rumbo (heading) si está referido al norte magnético.

A continuación se resume en una tabla los parámetros físicos y las aportaciones positivas y negativas de cada uno de los sensores que conforman la IMU:

Componente	Parámetro (unidad)	Aportaciones	Inconvenientes
HMC5883L	C. magnético (gauss)	Gran sensibilidad	No es capaz de determinar el rumbo por sí solo.
ADXL345	Aceleración lineal (G's)	Posición relativa a la gravedad.	La orientación que determina depende de la aceleración que experimenta. Presenta ruido
L3G4200D	Variación de la velocidad angular (dps)	Ausencia de ruido en las medidas.	Error acumulativo en función del tiempo.

Tabla 3.8. Resumen de aportaciones e inconvenientes derivados del uso de los sensores.

Según la necesidad de compensación de cada sensor se diseña el flujo de datos que origina el cálculo de la actitud y rumbo de la aeronave:

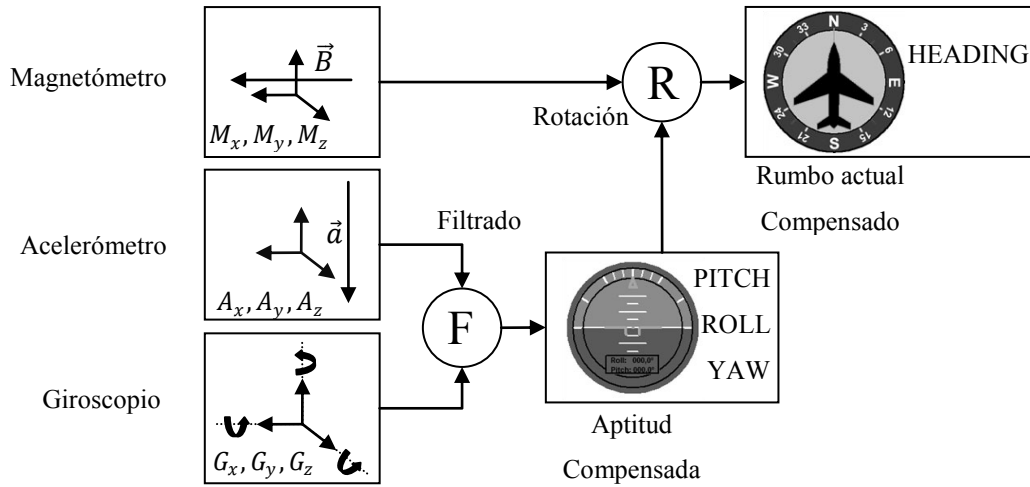


Figura 3.26. Diagrama de bloques para el cálculo de los tres ángulos desde nueve ejes.

Cálculo de los ángulos de navegación.

Es necesario establecer una relación matemática que permita transformar los 9 grados de libertad de las medidas de cada uno de los ejes a los tres ángulos de navegación.

Referencia inicial: Roll, Pitch sin compensar.

Los primeros ángulos que se calculan son los de actitud, el alabeo y el cabeceo con el acelerómetro. Serán la referencia para los posteriores cálculos, tanto para la compensación del magnetómetro como para el establecimiento de los ángulos iniciales del giroscopio.

$$PITCH(rad) = \tan^{-1} \left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}} \right), \quad ROLL(rad) = \tan^{-1} \left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}} \right)$$

Se sitúa el resultado en el cuadrante correspondiente. Esto lo realiza la función atan2() en lenguaje C#, una modificación de la tradicional arcotangente que devuelve el resultado en el cuadrante correcto estudiando los signos, por ello requiere dos argumentos de entrada:

$$ATT(rad) = atan2(a, b) = \begin{cases} \tan^{-1}(a/b) & a > 0 \\ \tan^{-1}(a/b) + \pi & b \geq 0, a < 0 \\ \tan^{-1}(a/b) - \pi & b < 0, a < 0 \\ \pi/2 & b > 0, a = 0 \\ -\pi/2 & b < 0, a = 0 \end{cases}$$

De aplicar el arcotangente resulta la medida de cada uno de los ángulos en radianes, con valores comprendidos entre $-\pi/2$ y $+\pi/2$, correspondiente a -90° y $+90^\circ$.

$$PITCH(^{\circ}) = PITCH(rad) \cdot 180/\pi, \quad ROLL(^{\circ}) = ROLL(rad) \cdot 180/\pi$$

Un ángulo de cabeceo de $\pm 90^{\circ}$ indica una alineación vertical de la aeronave, circunstancia nada estable para el modelo de avión a emplear, pues no se puede conseguir el ascenso totalmente vertical debido a la falta de empuje del órgano motopropulsor.

Un ángulo de alabeo de $\pm 90^{\circ}$ indica que el plano sustentador se encuentra perpendicular al suelo, es decir, la sustentación es paralela al suelo y no existe componente vertical de fuerza que permita el vuelo. Ángulos superiores a estos corresponderían a vuelo invertido, maniobra que requiere un perfil alar determinado para ejecutarla con seguridad (baja combadura alar), cosa de la que el prototipo carece.

Filtrado: compensación con giroscopio.

El proceso de filtrado es necesario porque las medidas realizadas con el acelerómetro se ven afectadas por gran cantidad de ruido, lo que podría comprometer la estabilidad.

Existe una estructura típica en el mundo de la navegación inercial, conocido como filtro Kalman. Este filtro consiste en una estructura recursiva, por lo que no necesita almacenar muestras de los estados anteriores, con el consecuente ahorro de memoria. Presenta una gran eficacia cuando se trata de procesar señales procedentes de sensores que contienen ruido blanco, es decir que afecta de forma aleatoria.

El funcionamiento del filtro se basa en la predicción de un estado futuro (mediante la covarianza estadística observada), y que aplica una corrección proporcional al factor de predicción. El funcionamiento del filtro es adaptativo, pues el algoritmo contempla la modificación de la covarianza, que aunque en un principio se trata de un parámetro de entrada, con el transcurso de los ciclos recursivos se autoajusta en función del error percibido.

Debido a la reciente aparición de los DMPs (Digital Motion Processors) muchos de los componentes de nueva aparición incluyen un hardware embebido que realiza todo tipo de filtrados (incluyendo el Kalman) y compensaciones entre componentes de manera que la información ofrecida comprende directamente los ángulos de navegación. Considerando la carga de procesado que se requiere para el tratamiento de las señales se propone el filtro de Kalman para posibles mejoras, pero se prioriza el empleo de otras estructuras de menor complejidad y por tanto, de menor carga de proceso.

Filtro complementario.

Entre los filtros digitales es ampliamente el más empleado en sistemas embebidos, en los que no prima tanto la extrema exactitud de los cálculos como la menor complejidad del algoritmo que se traduce en una menor carga de procesado.

Realizando un estudio del filtro se puede llegar a la conclusión de que su funcionamiento corresponde al de un filtro Kalman de estado estacionario sin consideración de la estadística del error, realizando un filtrado mediante el análisis del dominio de la frecuencia. Es por tanto la alternativa ideal para sistemas con capacidad de procesamiento limitada.

Como puede deducirse de la tabla 3.8. y de la figura 3.26. el giroscopio y el acelerómetro son dos instrumentos destinados a cuantificar la misma variable, la posición, mediante la cuantificación de dos efectos físicos distintos, los giros (giroscopio), o la inclinación respecto a la gravedad (acelerómetro). Estudiando sus características se observa que tanto sus bondades como deficiencias son complementarias, es decir, en periodos cortos de análisis la medida del acelerómetro es tremendamente ruidosa, llegando a ser significativamente imprecisa, mientras que el giroscopio ofrece una caracterización del movimiento ausente de perturbación. En periodos largos de análisis, con una cantidad suficiente de muestras para realizar un filtrado, la medida del acelerómetro determina la posición con un error por debajo de la décima de grado, mientras que la medida del giroscopio se degrada en función del tiempo debido a la acumulación de errores.

La idea de la implementación del filtro consiste en anular el ruido del acelerómetro mediante la estabilidad del giroscopio en tiempos cortos y compensar la acumulación de errores del giroscopio con la posición del acelerómetro en tiempos largos.

$$\theta_k = \alpha(\theta_{k-1} + \omega T_{gyr}) + (1 - \alpha)(\theta_{ace}) \quad 0 \leq \alpha \leq 1$$

El primer sumando corresponde con la estimación del giroscopio, siendo el ángulo compensado anterior más el incremento angular producido desde la última muestra. El segundo sumando corresponde con la medida actual del acelerómetro.

El ángulo compensado θ_k se calcula mediante la suma de los dos términos que indican la posición ponderadas mediante la ganancia α . En condiciones ideales, sin deriva del giroscopio y sin ruido del acelerómetro, ambos términos deberían expresar el mismo ángulo, de aquí que α debe ser un valor comprendido entre 0 y 1 para que la suma de las ganancias sea igual a la unidad. El rango de valores de α se acota según el criterio:

-El valor mínimo, $\alpha = 0$, anula la aportación del giroscopio, valores cercanos no anulan el ruido del acelerómetro, además, las medidas se ven afectadas en gran medida por aceleraciones lineales distintas a la gravedad, como vibraciones estructurales, aceleraciones centrífugas, factores de carga, etc.

-El valor máximo, $\alpha = 1$, anula la aportación del acelerómetro, los valores cercanos son los más aconsejables, ya que la operación del giroscopio es mucho más estable a corto plazo, y a largo plazo la ganancia complementaria, $(1 - \alpha)$, aun siendo mucho menor permite la compensación de la deriva.

Rotación de ejes mediante matrices: compensación de la inclinación.

Una vez conocidos los dos ángulos de actitud se incluye el magnetómetro, que determinará la dirección del vector del campo magnético terrestre, que apunta al norte. La diferencia entre la dirección de este vector y la dirección de la proyección del eje “x” sobre el plano paralelo al suelo se denomina rumbo actual (Heading).

Para hallar dicha diferencia es necesario que el plano “xy” del sensor se encuentre paralelo a la superficie terrestre (plano equipotencial del campo gravitatorio). Para alinear ambos planos se rota matemáticamente la medición del magnetómetro para hacer coincidir el eje “z” con el vector obtenido de la fuerza de gravedad y repitiendo el cálculo como si el sensor se encontrara alineado.

Para efectuar la rotación se puede emplear varias herramientas matemáticas, pero los siguientes son los más comunes:

- -Método de rotación por ángulos de Euler.
- -Cálculo de cuaterniones, extensión tridimensional de los números complejos.
- -Cálculo de matrices de rotación, el que se desarrolla a continuación.

En primer lugar se define el sistema de referencia, que será estacionario con origen en el centro de gravedad, y coincidirá con la dirección de los vectores de campo magnético y gravitatorio, resultando el sistema “X, Y, Z” = “NORTE, ESTE, ABAJO” (normalización para navegación aérea), siendo el sistema (x’ y’ z’) el móvil, en este caso el conjunto solidario de la aeronave mas los sensores.

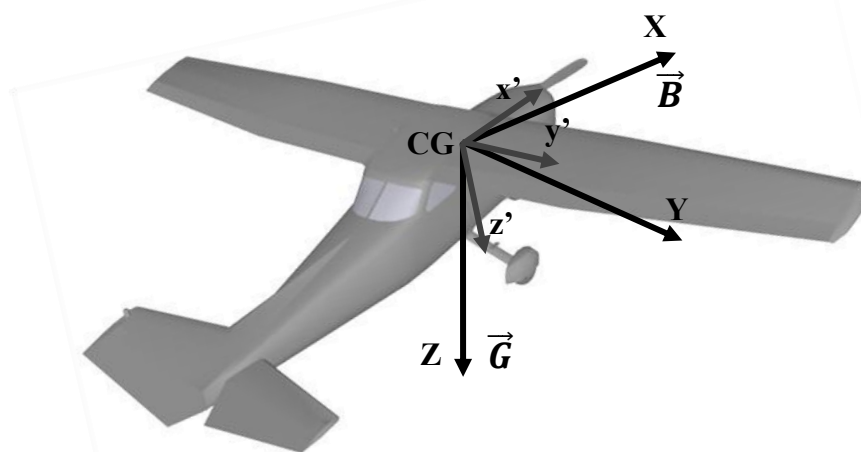


Figura 3.27. Sistema de referencia adoptado para el cálculo rotacional.

Lo siguiente a definir son los giros, siendo el alabeo (roll) el giro sobre el eje “x” con ángulo Φ , el cabeceo (pitch) el giro sobre el eje “y” con ángulo θ y la guiñada (yaw) el giro sobre el eje “z” con ángulo Ψ . Todas las rotaciones se realizan en sentido anti-horario alrededor del eje visto desde el sentido positivo del eje hacia el origen del sistema de coordenadas. La primera rotación se realiza sobre el eje “x” y la segunda sobre el eje “y”.

Cada rotación sobre el eje se expresa con su matriz característica:

$$M_{roll}(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & \sin(\Phi) \\ 0 & -\sin(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix}$$

$$M_{pitch}(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}$$

$$M_{yaw}(\Psi) = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Resultando la rotación:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = M_{roll} \cdot M_{pitch} \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ \sin(\Phi) \sin(\theta) & \cos(\Phi) & \sin(\Phi) \cos(\theta) \\ \cos(\Phi) \sin(\theta) & -\sin(\Phi) & \cos(\Phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

Se invierte la matriz $x'y'z'$ para obtener las medidas del vector de campo magnético sobre el sistema estacionario xyz:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\Phi) \sin(\theta) & \cos(\Phi) \sin(\theta) \\ 0 & \cos(\Phi) & -\sin(\Phi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\Phi) \cos(\theta) & \cos(\Phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}$$

Ahora el sistema se encuentra rotado y alineado con el sistema de referencia estático, obteniendo los valores “x” e “y” ya compensados:

$$x = x' \cdot \cos(\theta) + y' \sin(\Phi) \sin(\theta) + z' \cos(\Phi) \sin(\theta)$$

$$y = y' \cos(\Phi) - z' \sin(\Phi)$$

Los valores de “x’”, “y’” y “z’” se corresponden con las lecturas actuales del magnetómetro, y los ángulos de alabeo Φ y cabeceo θ , son el resultado del filtro complementario. No es necesario el cálculo sobre el eje “z”, pues al estar alineados los planos éste no percibe aportación. Hay que tener en cuenta que las rotaciones definidas para el cálculo por matrices de rotación se realizan en sentido antihorario, sin embargo por convención se define el alabeo positivo (giro alrededor del eje “y”) como el giro en sentido horario, por ello se cambia el signo del resultado del cálculo matricial para el giro sobre este eje.

La brújula es el instrumento que determina la orientación del norte magnético tan sólo cuando se encuentra estática, paralela al suelo, como la utilizada en la segunda fase. En esta ocasión, el valor calculado se corresponde con la orientación del norte independientemente de la posición del instrumento. Por ello, el valor ahora calculado es el denominado *Heading*, medido en aeronaves tripuladas por el *Heading Indicator (HI)* y representa la dirección de la línea recta

coincidente con el eje longitudinal del vehículo en referencia al norte, es decir, donde apunta el morro.

$$\text{Heading}(\text{rad}) = \tan^{-1} \left(\frac{-y}{x} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{z' \sin(\Phi) - y' \cos(\Phi)}{x' \cos(\theta) + y' \sin(\Phi) \sin(\theta) + z' \cos(\Phi) \sin(\theta)} \right)$$

Para realizar el cálculo en C con una única solución encuadrada convenientemente:

$$\text{Heading}(\text{rad}) = \text{atan2}(-y, x)$$

Calculado el Heading, sólo queda calcular la diferencia con el rumbo calculado al siguiente waypoint para conocer el viraje en grados que se ha de maniobrar para alcanzarlo. Para el cálculo del rumbo al siguiente punto (conocido como *Course* o “ángulo de acercamiento”) se emplea el cálculo loxodrómico inverso, con la coordenada obtenida del GPS como punto inicial y la coordenada memorizada del siguiente waypoint como punto final.

3.3.4.3. Bus SPI: Gestión de la memoria flash.

El protocolo del bus SPI, que gestionará la memoria Flash, es de mayor simplicidad que el I2C, pero el uso masivo de datos para el almacenamiento puede incrementar la carga del proceso que materializa su lectura/escritura. A esto cabe sumar que la estructura interna de estas memorias complica su uso, por ello, antes de comenzar a emplearla hay que considerar una serie de parámetros para elaborar el algoritmo de control:

- Las memorias Flash borradas contienen en todos sus bloques 0xFF y únicamente permiten la modificación de sus bits desde “1” a “0” lógico en conjunto de 8, para formar un byte. Para efectuar el borrado, es decir, la escritura en un byte de 0xFF es necesario efectuar una instrucción específica.
- La operación de borrado (escritura de 0xFF) no se puede ejecutar tan sólo en un byte, sino que se efectúa sobre sectores completos (sector erase) de 0xFFFF bytes, o sobre todos los sectores (bulk erase).
- Para la escritura hay que considerar la organización de la memoria, en este caso el volumen es de 8Mbit (1Mbyte) formado por 16 sectores de 512kb cada uno, formados por páginas de 256 bytes. La instrucción de escritura (page programming) es capaz de programar una página completa (256 bytes) y se realiza mediante el incremento de un registro de dirección interno por lo que únicamente hay que enviar la dirección de comienzo y los bytes a guardar secuencialmente. Se pueden programar hasta 256 bytes siempre que todos ellos quepan en la página donde inició la escritura. Si la escritura rebasa el límite de una página (aunque se

escriban menos de 256 bytes), se continúa desde la primera posición de la misma página desde la que comenzó, por lo que se sobrescriben.

Para evitar la pesada paginación necesaria para cumplir con los requisitos anteriores se diseña un tipo de variable de registro cuyo tamaño sea divisor del tamaño de página, de modo que en una página se puedan programar un número entero de registros:

Tamaño registro (bytes)	float	int	char	Registros por página	R. por segundo (att+gps)	Tamaño de memoria	Segundos de grabación
2	0	1	2	128	5+1	1048576	87381
4	1	2	4	64	5+1	1048576	43690
8	2	4	8	32	5+1	1048576	21845
16	4	8	16	16	5+1	1048576	10922
32	8	16	32	8	5+1	1048576	5461
64	16	32	64	4	5+1	1048576	2730

Tabla 3.8. Estimación del tiempo de captura en función del tamaño de las variables.

Se programan dos tipos de variables de registro, uno para memorizar las de actitud (att) y otro para GPS (gps):

El tipo actitud servirá para analizar la dinámica de vuelo y como mínimo deberá contener los siguientes campos:

Tipo	Tamaño	Nombre	Contenido
char	1 byte	tipo	Contiene el carácter „A” para indicar el tipo de trama.
float	4 bytes	heading	Dirección respecto al norte magnético.
float	4 bytes	roll	Ángulo de alabeo.
float	4 bytes	pitch	Ángulo de cabeceo.
float	4 bytes	altitud	Altitud medida del barómetro.
float	4 bytes	vpitot	Velocidad medida de la sonda diferencial.
float	4 bytes	vrot	Velocidad medida del sensor rotacional.
int	2 bytes	rpm	Revoluciones del motor.
int	2 bytes	vbateria	Tensión de la batería (x1000).
char	1 byte	estado	8 bits con información sobre el estado.
Total	30 bytes		

Tabla 3.9. Contenido de las variables de registro de actitud.

El tamaño elegido para el registro será de 32 bytes, lo que dará una duración de grabación de 91 minutos, con un ratio de muestreo de 5 registros de actitud y 1 registro de GPS por segundo. El ratio de muestreo se puede cambiar hasta llegar a grabar todos los muestreos

realizados sobre la IMU, que se supone que será de unas 25 por segundo, ya que la grabación de una página completa tiene un tiempo de programación de 3ms como máximo, menor que el período de muestreo, que será de 40ms.

El tipo de registro gps almacenará toda la información recibida del GPS. Esto tendrá gran utilidad, ya que se podrá exportar un archivo que representará sobre un programa cartográfico la ruta recorrida para poder ser comparada con la programada. Adicionalmente se podrá colorear la gráfica en función de cualquier tipo de variable, (como velocidad, altura, etc.) e incluso representarla tridimensionalmente.

Cada registro deberá contener como mínimo los siguientes campos:

Tipo	Tamaño	Nombre	Contenido
char	1 byte	tipo	Contiene el carácter „A“ para indicar el tipo de trama.
float	4 bytes	Latitud	Latitud en grados decimales.
float	4 bytes	Longitud	Longitud en grados decimales.
float	4 bytes	Altitud	Altitud sobre el nivel del mar (m).
float	4 bytes	Velocidad	Velocidad (km/h).
float	4 bytes	Course	Rumbo actual que describe.
char	1 byte	Hora	Hora UTM.
char	1 byte	Minutos	Minutos.
char	1 byte	segundos	Segundos.
char	1 byte	estado	8 bits con información sobre el estado.
Total	25 bytes		

Tabla3.10. Contenido de las variables de registro de posición GPS.

Interrupción SPI

La escritura y lectura sobre el bus SPI se realizará mediante la interrupción. El protocolo que gestiona este bus es más sencillo que el I2C, desaparece el direccionamiento de esclavo mediante un byte transmitido y se sustituye por una línea dedicada de selección de esclavo (SS, Slave Select), por lo que habrá que habilitar una salida digital con este objetivo. La acción a realizar sobre el esclavo se indica mediante el primer byte transmitido, que contendrá un comando indicado en cada caso por el fabricante, constituirá el primer byte de la cabecera. En el caso de la memoria flash que se emplea, el comando va seguido de 23 bits (3 bytes) para la dirección a la que se desea acceder.

Este bus es full-duplex, por lo que se pueden ejecutar lecturas y escrituras al mismo tiempo, si el esclavo lo permite. La capa física del bus se constituye de una línea de reloj suministrado por el maestro SCK, la entrada del maestro y salida del esclavo MISO, y la salida

del maestro y entrada del esclavo MOSI. La selección del esclavo es manual, existen dos modos de operación:

- SPI 4 hilos: El pin asignado a NSS toma el valor de NSSMD0 en el registro SPI0CN. En este modo el pin puede actuar como salida (selección de esclavo) o entrada (lectura en NSSIN del registro SPI0CG, para modo esclavo o multimaestro).
- SPI 3 hilos: Asignar un pin cualquiera que se encuentre libre del crossbar como digital push-pull, para el caso de tener varios esclavos conectados al bus o en el caso de conectar un único esclavo que admita la operación estando siempre seleccionado (este no es el caso, ya que la memoria inicia la escritura en el momento de liberación del bus).

En ambos casos la modificación del valor de SS se atribuye al software de usuario, por lo que es necesario el control de los tiempos que indique cada fabricante para la correcta operación del esclavo.

Se elabora el siguiente diagrama de flujo codificado en C para la atención a la interrupción:

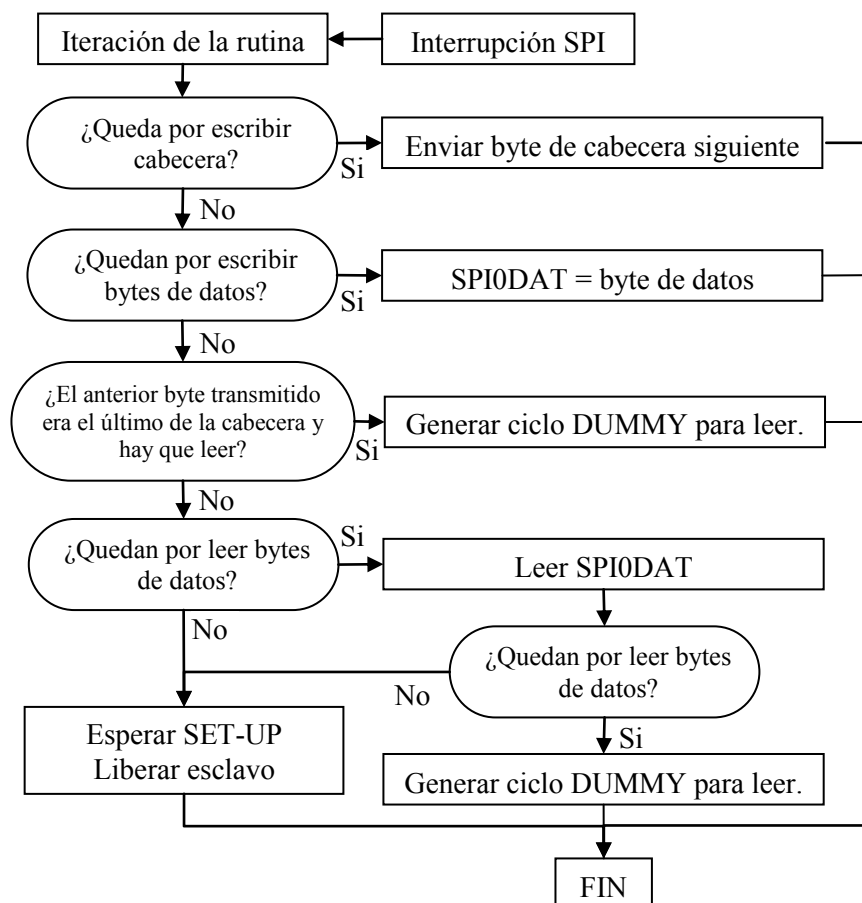


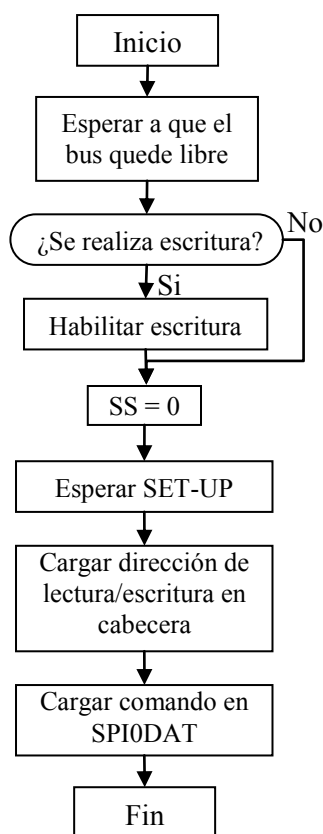
Figura 3.28. Algoritmo codificado para la atención a la interrupción del bus SPI.

Para aligerar el proceso de envío y recepción masivo de datos, se plantea un código de atención a la rutina similar al realizado para el I2C, salvando las diferencias que distinguen a

cada bus. La eficacia ha sido demostrada durante las numerosas horas de test al que ha sido sometido durante los primeros pasos de la esta segunda fase. A su vez, las tareas que controlan las transmisiones serán también similares, encargándose únicamente de la temporización y direccionamiento de los datos enviados o recibidos.

En la llamada a la función de escritura/lectura es necesario analizar el estado del bus para cerciorarse de que se encuentra disponible.

Posteriormente, si se desea ejecutar una escritura es imperativo la habilitación mediante el comando correspondiente, que se realiza seleccionando el esclavo, escribiendo en el bus el comando indicado por el fabricante y liberando el esclavo. En realidad, el envío de un comando se puede considerar como una transmisión sin lectura ni escritura y sin cabecera, tan sólo iniciando la transmisión cargando el correspondiente al comando en SPI0DAT.



Tanto para la escritura como para la lectura es necesario seleccionar el esclavo mediante SS y esperar un determinado tiempo de establecimiento para permitirle su arranque, momento a partir del cual la comunicación queda establecida hasta su liberación.

El funcionamiento de la función se ha preparado mediante punteros, de modo que tan sólo es necesario indicar a la interrupción (mediante variables globales) la dirección desde la cual leer o escribir y el número de bytes para cada acción. Se requieren dos buffers para realizar cada operación, uno para la cabecera, que contendrá la dirección a la que acceder, y el otro para el almacenamiento de los datos de entrada o salida. Como ha sido estudiado anteriormente, se han preparado dos estructuras de registro de igual tamaño, 32 bytes, compuestos de distinto tipo de variables según cada necesidad, por lo que para la escritura se enviarán ese número de bytes secuencialmente.

Figura 3.29. Diagrama de flujo de la función escritura/lectura sobre el bus SPI

En cada operación de lectura se leen ese número de bytes y se almacena en un buffer genérico sin formato (read), de manera que posteriormente se realizará un casting que asignará a cada tipo de variable los bytes correspondientes. Por tratarse de estructuras de igual tamaño, el casting se realiza copiando en contenido de la información recuperada sobre la dirección de una variable de registro del tipo adecuado (att o gps). Esto es posible debido a que el compilador

asigna la posición de memoria secuencialmente para los elementos dentro de la misma estructura.

byte	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
read	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
att	A	heading				roll				pitch				altitud				vpitot				vrot				rpm		vbat		E		
gps	T	latitud				longitud				altitud				velocidad				course				H	M	S	E							

Tabla 3.11. Estructura en bytes y contenido de las variables de registro.

La lectura de memoria Flash se realiza en conjuntos de 32 bytes, una vez leídos se determinará de qué tipo es mediante el valor del primer byte. El valor de este primer byte se asigna en el momento de la escritura, siendo el carácter „A“ para el tipo att, y „T“ para el gps.

El valor „T“ en el tipo gps es determinante, ya que la aplicación que convertirá los datos para la correcta visualización cartográfica interpretará que el contenido de estos registros son puntos de una ruta (track), mientras que si este campo contiene el valor „W“ son interpretados como waypoints. La diferencia radica en que la aplicación une los tipo track como una ruta continua, sin embargo los waypoints son representados como puntos independientes. Esto puede resultar útil si se desea memorizar el punto exacto en el que el vehículo calcula que se ha alcanzado un waypoint y carga el siguiente, simplemente sustituyendo la „T“ por „W“.

3.3.4.4. UART1: Comunicación con el usuario.

La comunicación con el usuario se realiza mediante los caracteres leídos por la UART1, recibidos desde el receptor Bluetooth. Se escogen una serie de caracteres mnemotécnicos que representan las distintas acciones que se pueden llevar a cabo. Como en los anteriores casos funciona la interrupción del periférico junto con una tarea del sistema operativo, sincronizados mediante la señal correspondiente.

Tarea “Usuario”

La tarea que mantiene la comunicación con el usuario recibe un carácter mediante la UART1, que a su vez envía una señal mediante el sistema operativo en la atención a la interrupción, indicando que se ha recibido un nuevo comando. Cada comando está pensado para ofrecer una funcionalidad fácilmente accesible mediante una consola de caracteres ASCII, como puede ser HyperTerminal de Windows, aunque existen funciones que requieren de otros sistemas de visualización más avanzados.

Las funciones accesibles mediante esta tarea son:

- Imprimir menú. Pulsando espacio representa un menú con las opciones disponibles.
- Continuar captura. Pulsando „C“, activa el registro de datos desde la última dirección.
- Detener captura. Pulsando „D“, detiene la captura de datos.
- Exportar siguiente posición. Pulsando „E“, recupera el registro contenido en la dirección actual (att o gps) y lo imprime según el casting necesario para su correcta representación.
- Exportar captura gps. Pulsando „G“ rastrea la memoria Flash en busca de los registros gps y elabora una lista con todos los memorizados precedidos de una cabecera válida para su representación en una aplicación de representación cartográfica.
- Exportar captura att. Pulsando „A“, rastrea la memoria Flash en busca de los registros att y elabora una lista con todos los memorizados precedidos de una cabecera que indica en que campos se encuentra cada variable. Su representación ha sido elaborada para ser legible con programas de cálculo matricial, como por ejemplo Matlab, como una matriz.
- Exportar simulación. Pulsando „S“, realiza una búsqueda similar a la anterior, sin embargo, su formato está pensado para ser representado por LabView. Su velocidad de impresión es igual a la de su captura, por lo que se obtiene una representación en tiempo real.
- Formatear captura Flash. Pulsando „F“, borra por completo la memoria, quedando disponible para nuevas capturas. Dado que el tiempo de borrado es variable, anuncia su finalización.
- Reiniciar dirección. Pulsando „R“, regresa a la primera posición de la memoria.
- Lectura de sensores. Pulsando „L“, imprime el valor de la lectura de los sensores en tiempo real para su correcta diagnosis y calibración mediante LabView.
- Importar nueva ruta. Pulsando „\$“, inicia la grabación de la ruta a recorrer.
- Definir casa. Pulsando „H“, establece una coordenada recibida como el punto donde se calibrará el altímetro BMP085. Debido a que los GPS corrientes no soportan navegación aérea, no se puede tomar el valor de la altitud recibida como válida, por ello se emplea el sensor BMP085, de gran precisión.

Nota: La presión atmosférica se ve alterada por las condiciones meteorológicas, por lo que es necesario su calibración en el momento de iniciar el vuelo. Esta acción se realiza definiendo el punto casa (H). Este punto debe contener la altitud cargada del DEM (Digital Elevation Model, adquirido mediante la herramienta GPSVisualizer, ver punto 2.2.5. Diseño de rutas y generación del archivo exportable), desde el cual están referenciados todos los puntos tridimensionales de navegación. Este punto también puede ser añadido dentro de la ruta importada, sustituyendo el campo tipo ‘T’ por ‘H’.

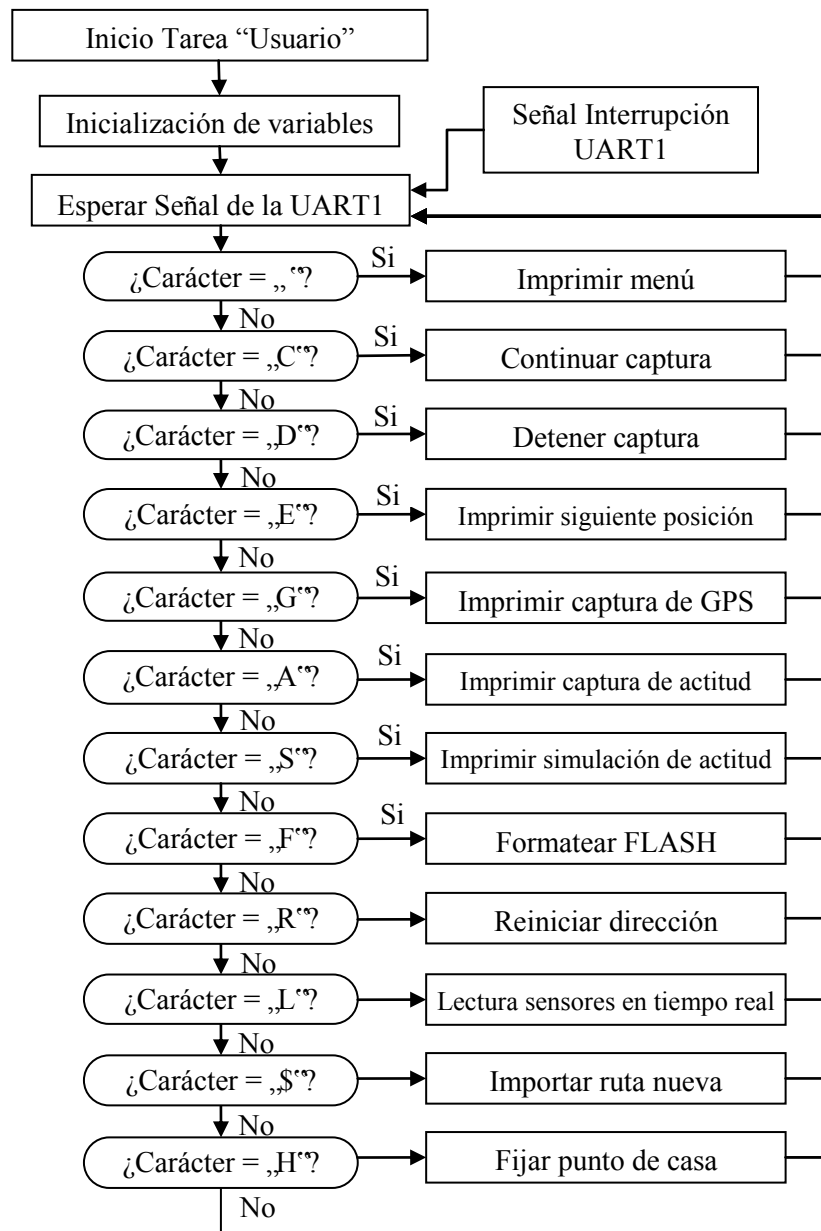


Figura 3.30. Diagrama de flujo de la tarea "Usuario".

Interrupción UART1

La interrupción en este caso se produce por dos circunstancias, bien por haber recibido un byte por la UART1 (bit RI1=1), o bien por haber concluido la transmisión del byte cargado en el buffer SBUF1 (bit TI1=1). La recepción de un byte únicamente genera una señal a la tarea „Usuario“, que se encargará que ejecutar la función correspondiente en función del byte recibido.

La transmisión mediante la UART1, al igual que el resto de buses, se realiza mediante la interrupción, de modo que esta tarea es transparente para el sistema operativo. Para ello, previamente se carga en una variable global tipo puntero la dirección desde la cual se ha de

empezar a imprimir y en otra el número de bytes totales que se han de transmitir. Para iniciar la impresión por consola, únicamente es necesario cargar estas variables y provocar la primera interrupción mediante el envío manual del primer byte.

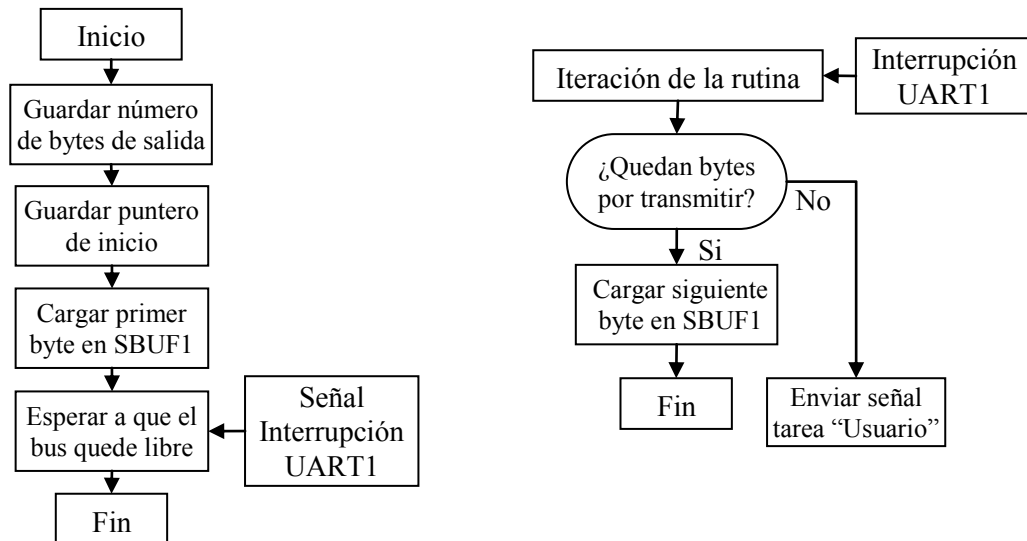


Figura 3.31. Diagrama de flujo de la función escritura sobre UART1 (izq) y atención a la interrupción de la UART1 (der).

Con el objetivo de ahorro de memoria, todos los datos almacenados se encuentran en formato de bytes, no de texto, por lo que para imprimir cualquier tipo de variable es indispensable previamente hacer uso de las funciones previstas en C para la conversión a formato cadena de caracteres. Dichas funciones devuelven el número de bytes totales resultantes de la conversión, ese será el número de bytes a imprimir. En el caso de no existir funciones para tal efecto, habrá que desarrollar unas propias, siempre teniendo en consideración el cálculo de los bytes que se han de enviar.

3.3.4.5. UART0: Recepción GPS

La atención a ambas UARTs de la que dispone el microcontrolador es idéntica, ya que la recepción de un byte por cualquiera de ellas desencadena una serie de decisiones que serían incapaces de ser atendidas en la rutina de atención a la interrupción. Debido a esto, la única función de la interrupción será la de almacenar el byte y generar la señal que desbloqueará la espera en la tarea correspondiente.

La tarea de recepción conforma un autómata en el cual el estado se corresponde con el campo actual (separados por comas) que se recibe de la trama RMC NMEA. Dado que el receptor GPS ofrece gran cantidad de tramas distintas con diferentes informaciones, se plantea un mecanismo de espera en el cual si la trama actual no es la RMC (cabecera GPRMC) no se

almacena ni se realiza ningún tipo de tratamiento sobre los bytes recibidos (los datos útiles no superan el 20%).

Una vez recibida la cabecera esperada, se comienzan a almacenar bytes en buffers de texto, cada dato útil en uno dedicado. Tan sólo una vez recibido el checksum de verificación, y siendo correcto, se efectúa el tratamiento a los datos para convertirlos de cadena de caracteres a números. Aunque la aglomeración del cálculo en una sola fase del programa no suele dar buenos resultados por la gran carga computacional que genera, en este caso es lo más adecuado porque la siguiente trama RMC no se espera al menos pasado un segundo. De no operar de esta manera, se corre el riesgo de perder algún byte al comienzo de cada campo, ya que el tiempo de recepción entre carácter y carácter puede ser menor que algunos cálculos (comprobado experimentalmente y corregido el código a posteriori).

Considerando la estructura de la trama RMC (expuesta en el apartado 2.1.3. Norma NMEA 0183) se elabora un autómata sencillo, aunque tedioso, por la gran cantidad de información que transmite la trama.

Una de las consideraciones a tener en cuenta es que los campos correspondientes a coordenadas geográficas contienen los datos en formato grados+minutos,decimales (aunque en muchos manuales los expresan como gggmm.ssss, indicación totalmente errónea, pues en el sistema sexagesimal los segundos no son la parte decimal de los minutos). Tenido esto en cuenta el cálculo sería: $\text{grados,decimales} = \text{grados} + (\text{minutos,decimales} / 60)$.

Otro hecho significativo es que no todos los GPS ofrecen todos los campos de todas las tramas. Según el modelo empleado, puede darse la circunstancia que aparezcan campos vacíos, es decir, se reciben dos „" seguidas. Si se intenta la conversión de un campo vacío (buffer de texto con información no inicializada) se corre el riesgo de producir un cálculo catastrófico. Por ejemplo, algunos receptores incluyen el campo declinación magnética en la trama RMC (décimo campo, es la diferencia entre el norte magnético y geográfico, su valor en España puede oscilar entre 2° y -4°), sin embargo la mayoría no la ofrece dejando el campo vacío. Si se consigue obtener la declinación por este medio, el término se suma directamente al valor de Heading obtenido por la brújula, por lo que si se genera un número no esperado, la consecuencia puede ser la incapacidad de navegación.

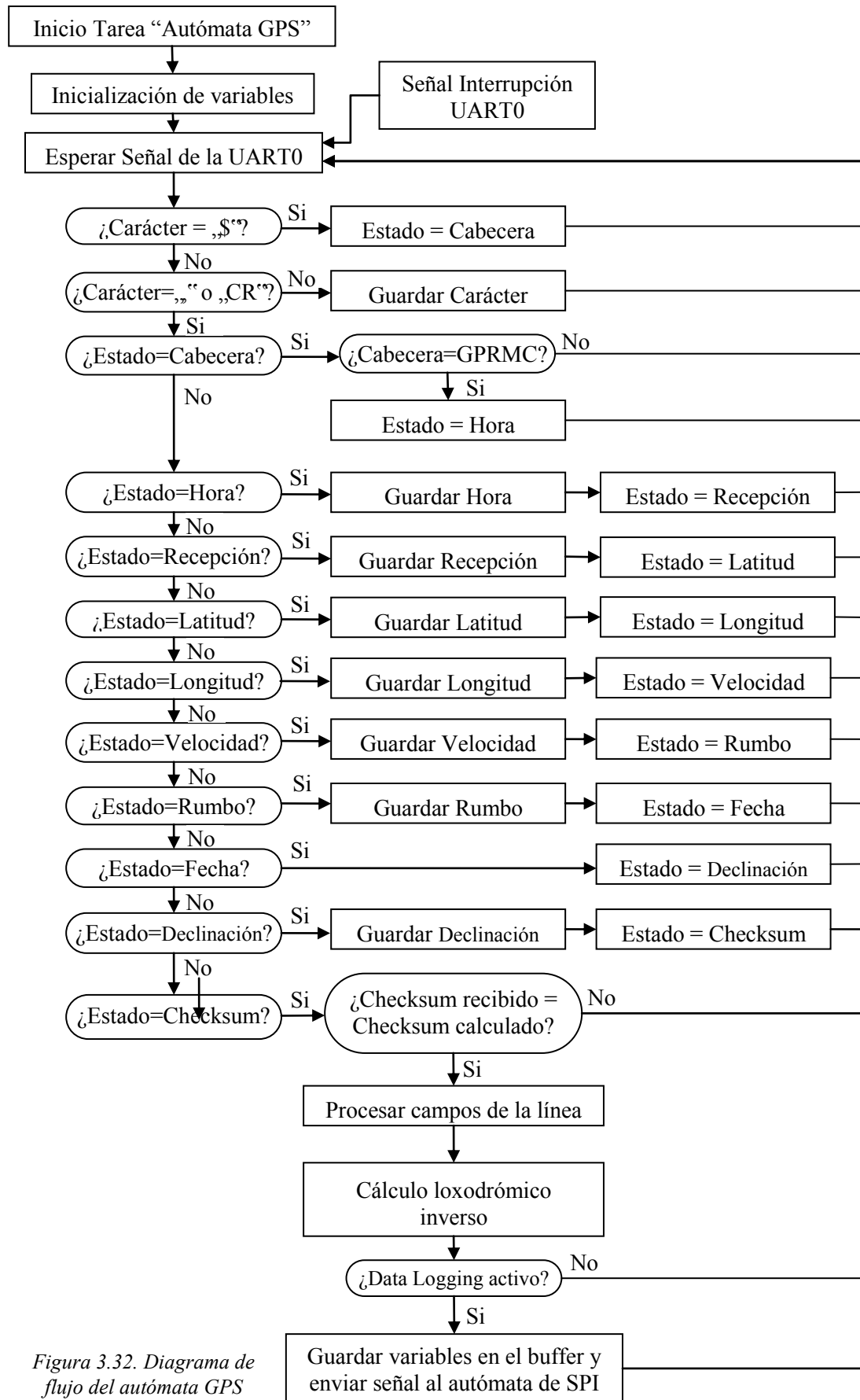


Figura 3.32. Diagrama de flujo del autómata GPS

3.3.4.6. Autómata de control de vuelo.

Es una primera aproximación para conseguir un algoritmo capaz de controlar la aeronave. Se basa en estimar los ángulos de maniobra estables para una cierta velocidad. Aunque cada aeronave posee un margen de maniobra distinto, son parecidos para los de diseño similar.

Calculará el error relativo a la posición de navegación actual con la cargada por la memoria EEPROM, es decir, el siguiente waypoint a alcanzar. La diferencia entre la altitud actual y la altitud del siguiente waypoint determinará la actitud a tomar respecto al cabeceo. Ascensos requerirán cabeceos positivos, mientras que los descensos los requerirán negativos. La diferencia entre la coordenada actual y el waypoint a alcanzar determinará la actitud frente a los distintos tipos de virajes, recordando que para proceder se ha de adquirir la actitud correcta.

Un aspecto fundamental de este autómata es que ha de controlar en todo momento un punto fijo denominado CASA, del cual se obtiene la referencia de altitud DEM (ver punto 3.3.4.4. UART1: Comunicación con el usuario). Debido a los cambios atmosféricos, la presión se ve modificada, por lo que manteniendo el sensor en un mismo punto se pueden obtener distintas medidas en función del tiempo, por lo tanto, el barómetro es un instrumento que se ha de calibrar cada cierto tiempo.

Una vez alcanzado el punto casa, todas las medidas tomadas con este sensor quedarán referenciadas a la altitud DEM de CASA. Posteriormente, se determina la consigna más crítica, que es el error de altitud. Es más crítica por que el avión no se estrella por errores en de coordenada de navegación, si no por errores de altitud. De exceder el error de altitud de un cierto umbral (el que se considera como ascenso/descenso pronunciado), no se ejecutará otra maniobra aparte del propio ascenso/descenso (ni alabeo ni guiñada), ya que comprometería la estabilidad de la aeronave. Cada aeronave posee unos márgenes de maniobra característicos, por lo que para la navegación segura nunca han de superarse (valores MAX del diagrama). A su vez, existe el margen de maniobra segura (valores MED del diagrama), que serán los máximos a alcanzar en maniobras moderadas durante los cuales se calculará el valor de cada ángulo en función del error calculado. Entablando un símil electrónico, estos ángulos se corresponden con valores de saturación, mas allá de los cuales la maniobra se torna impredecible.

Reducido el umbral de ascenso/descenso pronunciado, se permite cierta maniobra de los demás ángulos de actitud, se podrá ejecutar entonces virajes moderados. Se permite una maniobra moderada a parte del ascenso ya que si este no es pronunciado, la aeronave posee sustentación suficiente como para satisfacer ambas necesidades, ya que parte de la fuerza se pierde en el alabeo, y otra parte en el ascenso.

Si no existe error notable de altitud se permiten virajes pronunciados, adquiriendo para ello el ángulo de alabeo máximo permitido. Si por último no existen errores ni de coordenada

(Heading = Course, es decir, la orientación de la aeronave le conduce al siguiente waypoint.) ni de altitud, se permite el vuelo de crucero.

Calculados los errores, se cargan en la entrada de los PID las consignas requeridas. Y se espera a la siguiente señal proveniente del autómata i2c, que indica que se ha vuelto a calcular una nueva actitud.

Para cumplir con todas estas características se implementa la tarea en C:

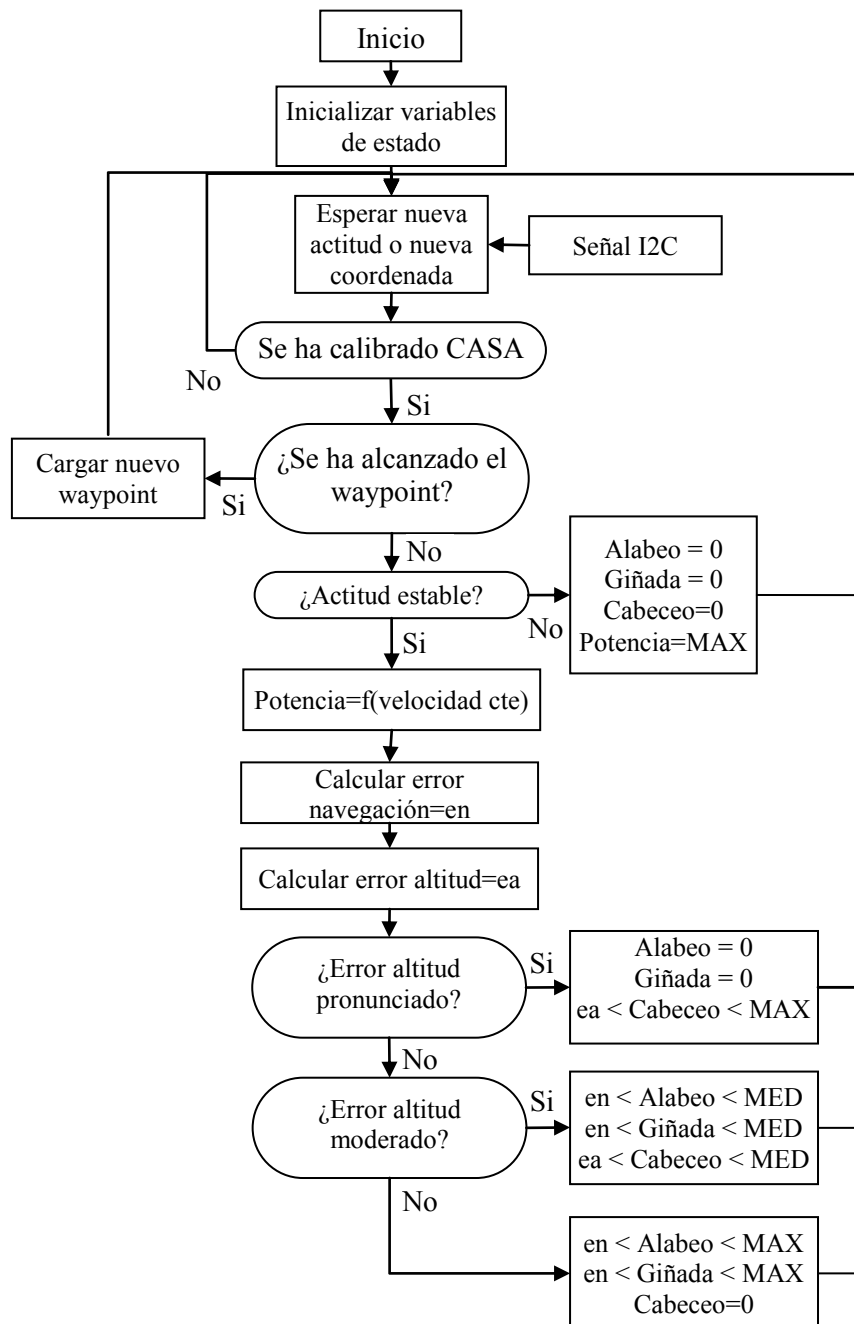


Figura 3.33. Diagrama de flujo de la tarea Control de vuelo.

4. Pruebas.

En este capítulo se desarrollan los test realizados sobre los distintos componentes que conforman los prototipos y se interpretan los resultados obtenidos. En primer lugar se desarrollan ligeros algoritmos que facilitan la configuración y comunicación con el hardware por separado para obtener los suficientes datos que permitan su caracterización. A posteriori se irán integrando los distintos subsistemas para formar, en primer lugar unidades completas de medición y procesado de información, y finalmente, un sistema completo capaz de condensar todos los algoritmos de control necesarios para gozar de autonomía.

El principal peligro, la energía.

Aunque las pruebas de los sistemas autónomos se realizarán con modelos de pequeño tamaño (respecto a vehículos reales) son capaces de adquirir un gran nivel de energía gracias a sus potentes motorizaciones. Como se puede observar en la tabla adjunta, la combinación de nitrometano+metanol (que es el combustible que emplean estos modelos) requiere una cantidad de aire para su combustión significativamente menor que la de un motor convencional de gasolina, lo que se traduce en que este tipo de motores son de media 2.3 veces más potentes que los convencionales.

Combustible	Densidad de energía (MJ/L)	Proporción combustible-aire (L/L)
Gasolina	34,78	10000
Gasóleo	38,65	13000
Metanol	16	5000
Nitrometano	12.84	1300
Batería de Litio	0.90–2.23	No procede

Tabla 4.1. Propiedades de varias fuentes de energía acumulable empleada en vehículos.

Además de esta beneficiosa particularidad para motores de pequeña cilindrada, se suman otras propiedades del combustible empleado que multiplican la eficacia de su funcionamiento, como son la alta velocidad de combustión laminar (mayor que la que presenta la gasolina, lo que permite revoluciones de hasta 30000 rpm) y su elevado calor de vaporización sumado al elevado flujo de combustible producen un enfriamiento de la masa de aire de entrada (a menor temperatura, mayor densidad y por lo tanto mayor cantidad de masa de aire por unidad de volumen) lo que permite mayores combustiones con cantidades pequeñas de mezcla.

No sólo la propia vaporización ayuda a la oxigenación de la mezcla, si no que el nitrometano es un monopropelente, es decir, arde incluso en ausencia de oxígeno atmosférico ya que la propia formulación de este combustible incluye el oxígeno necesario para su combustión (se considera como un explosivo más energético que el TNT). Este hecho ayuda en la estabilidad del motor, que requiere de mezclas ricas (perjudicial en otros tipos de motores de combustión interna porque “ahogan” los cilindros con combustible sin quemar) que favorezcan la lubricación de las partes móviles, tanto a bajas como a altas revoluciones.

Por todo esto han de extremarse las precauciones durante la ejecución de las pruebas, nunca confiarse del buen funcionamiento, y permanecer en posesión de la emisora de control mientras que se encuentre el motor en marcha. Es ahora cuando los sistemas de supervisión resultan especialmente interesantes para asegurar que se tiene el control pese a un posible mal funcionamiento de cualquier componente del sistema.

4.1. Pruebas de la segunda fase: Prototipo terrestre.

El primer sistema sometido a un test de campo es el prototipo terrestre.

Los objetivos del test de campo es la comprobación del correcto funcionamiento de los sistemas que por distintas circunstancias no es posible su prueba y certificación en un laboratorio:

- Sistemas que no funcionan en interior, como es el caso del receptor GPS que ha de tener visibilidad directa del cielo o el sónar ultrasónico que en lugares estrechos toma falsas lecturas.
- Sistemas cuyos resultados de las pruebas realizadas en laboratorio no son concluyentes, como que la comunicación entre emisora y receptor alcance una distancia suficiente, o la correcta estabilización de los reguladores PID con el vehículo en movimiento.
- Sistemas cuya prueba en interior resulte peligrosa o perjudicial para la salud, como todos los componentes encargados de la gestión y control del órgano motopropulsor, ya que este genera niveles perjudiciales de ruido para el oído, produce gases nocivos por inhalación, y tiene gran riesgo de incendio debido a la combustión a altas temperaturas.

Con el objetivo de establecer un firme punto de partida para el prototipo aéreo se diseña una test completo, con todos los sistemas operativos y con funcionamiento completamente autónomo, con la peculiaridad de tratarse de una ruta en 2D apta para ser recorrida con un automóvil.

4.1.1. Primer test: Línea recta.

La primera prueba se realiza en una calle inacabada de un polígono industrial en construcción (interrumpida) y cerrado al tráfico rodado. Se trata de una línea recta de 150 metros que se traza por el centro de la calzada, con rumbo 235 grados con ida y vuelta prevista (rumbo de vuelta 55 grados).

Iniciada la captura se observa que con el vehículo detenido se registra cierto movimiento en la posición de la coordenada recibida. Es debido al error inherente del sistema GPS, que puede ser caracterizado como 4 metros de error máximo (distancia máxima entre muestras no correlativas) y 3.90 metros de error absoluto (distancia del centro estimado de las coordenadas recibidas y la posición exacta en la que se encuentra el receptor). Las acotaciones del error entran dentro de las especificaciones proporcionadas por el fabricante, que determina una precisión de 5 metros.

Se actualiza el algoritmo con el error del GPS, se determina que se ha alcanzado un punto de ruta (waypoint) cuando la distancia entre la coordenada actual registrada por el GPS y la coordenada siguiente es de 6 metros, que es el indicado por el fabricante más un cierto margen calculado con el error experimentado (distancia a la coordenada más lejana en reposo, que es cuando se genera el mayor error).

A continuación se comprueba que todos los parámetros estáticos se encuentran entre los valores esperados:

- Temperatura del motor en frío igual a la temperatura ambiente.
- Tensión de cada celda de la batería cargada superior 3,9V (7,8V en total).
- Recepción de la emisora y posición automático-manual.
- Orientación de la brújula, rumbo estimado.
- Captación del tacómetro.

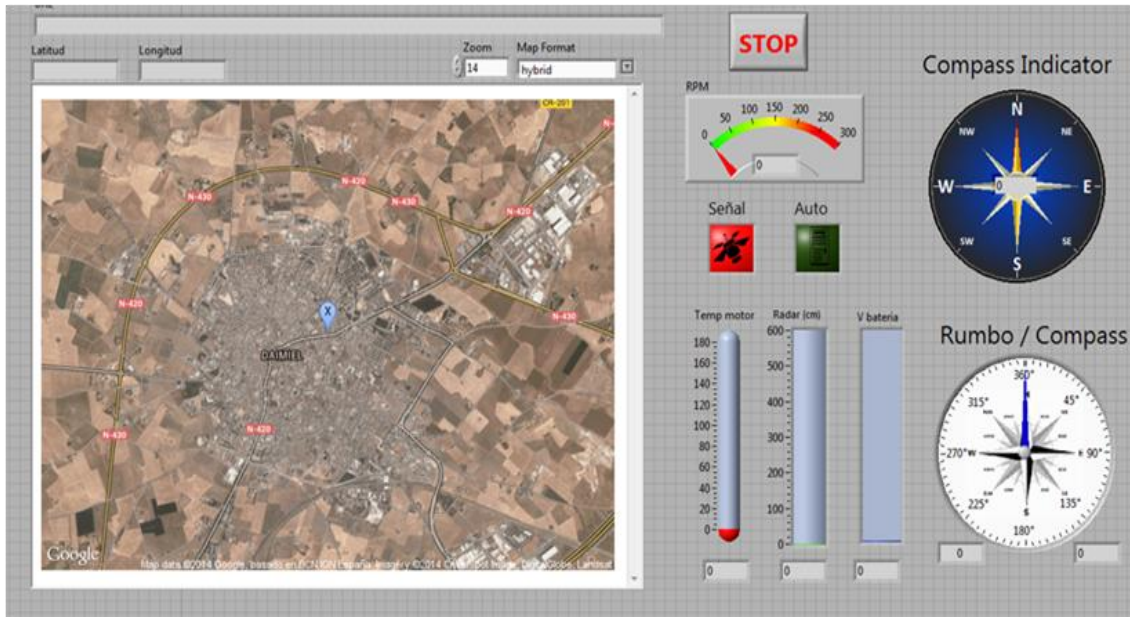


Figura 4.1. Panel frontal de Labview donde se representan los valores medidos.

Posteriormente se arranca el motor según el procedimiento descrito en “3.2. Segunda fase: Prototipo robótico terrestre” y se espera a que el motor alcance su temperatura de funcionamiento entre 50 y 80 °C. Alcanzado este valor se conmuta a “automático y el prototipo deberá ponerse en marcha para conseguir orientarse hacia el rumbo calculado para alcanzar el primer punto de la ruta desde la posición de la estación de tierra.

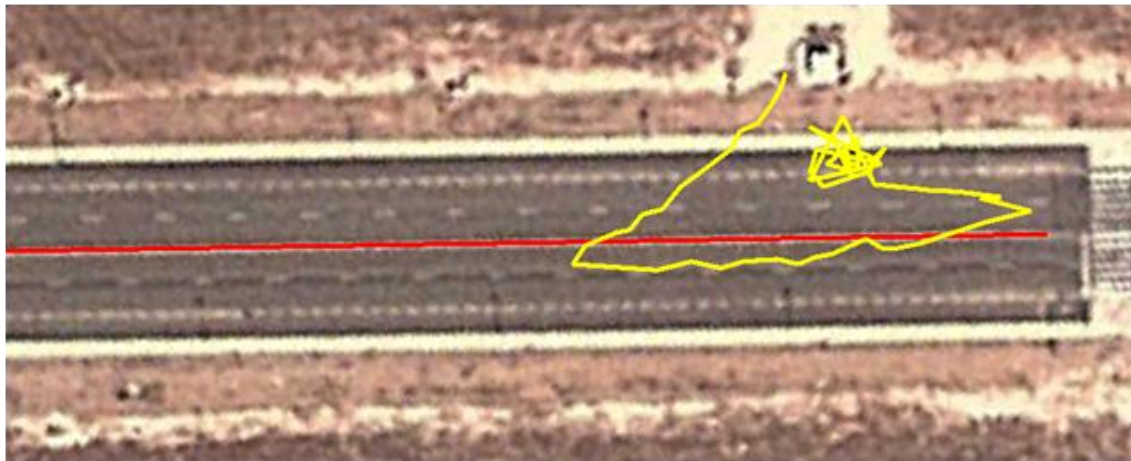


Figura 4.2. Registro del primer test exportado a Google Earth.

La figura 4.2. ilustra la representación del registro realizado (en amarillo) sobre la imagen por satélite de la ruta diseñada y exportada al prototipo (en rojo). Estudiando la figura se observa que en el estacionamiento del margen derecho de la calle (margen superior de la imagen) existe una acumulación de muestras memorizadas, corresponden al tiempo que ha estado estacionado hasta que se ha puesto en movimiento. Iniciada la ruta se alcanza el primer punto o “waypoint” situado en el extremo derecho de la línea roja (correspondiente a la ruta

entre los dos waypoints prefijados) y se orienta hacia el segundo (fuera de la instantánea tomada, en el margen izquierdo).

Sin embargo, por causas aún no determinadas existe un punto en el que se interrumpe el correcto funcionamiento y se produce una desviación de la ruta marcada, que por el destino final del vehículo, una estación de transformadores, se puede determinar que existe un tendido de cableado de red eléctrica soterrado que cruza la calzada en este punto, ya que aun iniciando el recorrido en sentido inverso (del segundo punto al primero), llegado a este mismo punto se produce la misma desviación hacia la misma estación.

4.1.2. Segundo test: Ruta cerrada a campo abierto.

Dado lo aprendido en el primer test sobre la influencia de la infraestructura urbana en la medición de los sensores, y tras la comprobación del correcto funcionamiento de todos los sistemas, se procede a diseñar un nuevo test a campo abierto.

Este nuevo test se realiza en la pista de un aeródromo acondicionado para la práctica del aeromodelismo, y por sus grandes dimensiones (180 metros de largo y 36 metros de ancho), también autorizado para el aterrizaje y despegue de ultraligeros. El nuevo entorno permitirá la realización de las pruebas a una velocidad lo suficientemente alta (30 Km/h de velocidad crucero) como para observar con claridad el efecto de la estabilización.

El trazado se diseña en forma de hexágono cerrado, de manera que el prototipo deberá recorrer un óvalo en sentido anti horario empezando por el sur (donde se encuentra una zona habilitada), con menor o mayor acierto según sus sistemas de orientación, geoposicionamiento y navegación le permitan. El trazado es el mismo para todas las vueltas, así se podrá observar el distinto comportamiento en función de la configuración de las ganancias del control PID.

LAP 1: Controlador básico

En la primera vuelta se configura el PID más sencillo posible, es decir, controlador proporcional de ganancia unidad, con $k_p = 1$ y $k_i = k_d = 0$.

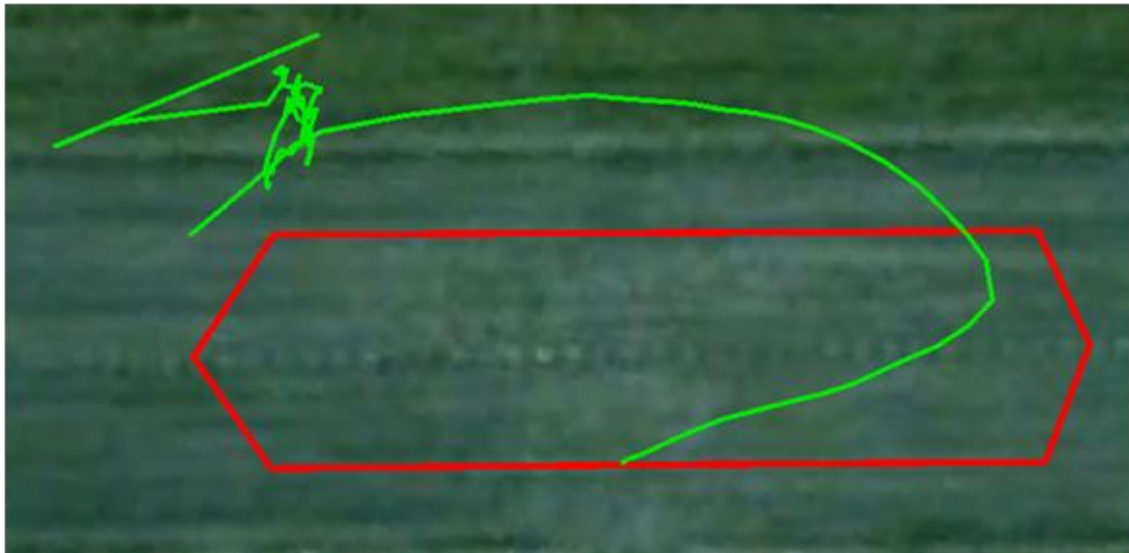


Figura 4.3. Registro del segundo test exportado a Google Earth. La configuración más tranquila (ganancias PID bajas) produce la salida de pista.

La figura 4.3. ilustra la representación del registro realizado (en verde) sobre la imagen por satélite de la ruta diseñada y exportada al prototipo (en rojo). Recién iniciada la vuelta se observa una conducción muy tranquila, con correcciones demasiado suaves, que como se observa en la figura resultan insuficientes para la corrección de la trayectoria. En la imagen por satélite tomada del Google Earth, en la que se representa la trayectoria seguida en verde, se observa una separación entre la pista asfaltada y la maleza en color verde, y es que la plataforma que forma la pista genera un desnivel en forma de bordillo, en el que el vehículo se sale dando un salto y recorriendo el campo paralelo a la ruta marcada, pero que a la hora de regresar al asfalto provoca un tropiezo que termina con un vuelco.

De no existir esta barrera se hubiera completado la vuelta, pues como puede observarse la trayectoria corregida ya en la tierra, fuera de la pista, le hubiera posibilitado alcanzar los siguientes waypoints.

LAP 2: Controlador PID.

La configuración en esta segunda vuelta se plantea más agresiva, las correcciones serán más fuertes, en menor tiempo y con anticipación a los errores bruscos. Para ello se proponen unas ganancias PID con $k_p = 6$ y $k_i = k_d = 1$, lo cual resulta a primera vista excesivo.

La figura 4.4. ilustra la representación del registro realizado (en amarillo) sobre la imagen por satélite de la ruta diseñada y exportada al prototipo (en rojo).



Figura 4.4. Registro del segundo test exportado a Google Earth. La configuración demasiado agresiva (ganancias PID elevadas) produce un derrape.

Pese a que en la captura no se aprecia debido a la baja frecuencia de actualización del receptor GPS, se aprecia sobre el terreno que la conducción es totalmente errática, prácticamente no existe transición recta entre waypoints, que se produce sobre un continuo derrape de lado a lado. Se observa que en la transición entre los dos waypoints situados más al norte se pierde por completo el control al realizarse un giro abrupto hacia un rumbo positivo (hacia el exterior del ovalo, aunque paradójicamente se acaba en el interior de la figura) cuando se venía realizando más cerrado el giro que anteriormente acabó con el vehículo fuera de la pista.

LAP 3: Controlador PD.

En esta última configuración se emplea lo aprendido en las dos vueltas anteriores, se reducen las ganancias P e I, y se elimina la D, resultando un controlador con $k_p = 3$, $k_i = 0,5$ y $k_d = 0$.

Por lo observado en la captura ilustrada por la figura 4.5., la elección de las variables resulta, de entre todos los ensayos, la que ofrece un resultado más ajustado al comportamiento deseado del prototipo. La eliminación de la ganancia derivativa ha eliminado las oscilaciones de alta frecuencia y baja amplitud que provocaban derrapes en la segunda vuelta, y el incremento de la ganancia integral ha permitido eliminar el error en régimen permanente que ocasionó la salida de pista en la primera.



Figura 4.5. Registro del segundo test exportado a Google Earth. La configuración demasiado agresiva (ganancias PID elevadas) produce un derrape.

La figura 4.5. ilustra la representación del registro realizado (en azul) sobre la imagen por satélite de la ruta diseñada y exportada al prototipo (en rojo).

La correcta maniobra del vehículo ha permitido en este caso el recorrido de la ruta programada dentro de los márgenes de error de recepción GPS, siendo el máximo registrado de 4,5 metros. Tras alcanzar satisfactoriamente el último punto, el situado más al suroeste de la captura, se regresa al punto de partida manualmente, cometiendo el operario más error si cabe que el propio vehículo en funcionamiento autónomo, registrando más de 5 metros de desviación.

4.1.3. Conclusiones del primer test de campo.

Es en éste punto en el que se pueden extraer conclusiones y paralelismos respecto al funcionamiento del PID mediante la observación de los cambios de comportamiento producidos a raíz de modificar las ganancias del controlador:

-Giros cerrados de corrección anticipativos, oscilación rápida y poca amplitud. Se deben al incremento de la ganancia D y hacen que el sistema se comporte inestable y erráticamente. Anteriormente con esta ganancia anulada no se observó oscilación alguna.

-Giros abiertos de corrección. Se debe al incremento de la ganancia I. Genera una corrección que evita que se produzca el incidente de la primera prueba, un error en régimen permanente tras la primera corrección significativa que ocasionó la salida de pista por la corrección en defecto.

Las capturas obtenidas mediante el registro de la coordenada recibida del GPS son tan gráficas que pueden ser comparadas con las repuestas típicas de los controladores PID. Para ello se procede a modificar las instantáneas tomadas por satélite, en primer lugar con reflejo en

espejo para forzar la maniobra del vehículo en sentido positivo del eje “x”, al igual que la evolución positiva del tiempo en la representación de la respuesta PID. En segundo lugar se procede a eliminar el derrape de la segunda vuelta, que es un resultado nada representativo (las señales eléctricas no “derrapan”), mediante una herramienta de análisis vectorial que realiza un *spline* consistente en la interpolación de la curva diferenciable definiendo porciones mediante polinomios. Con esto se consigue una simulación del comportamiento que hubiera tenido de no producirse derrape, mediante el análisis de la función matemática que llevaba antes de producirse y tras recuperarse del mismo.

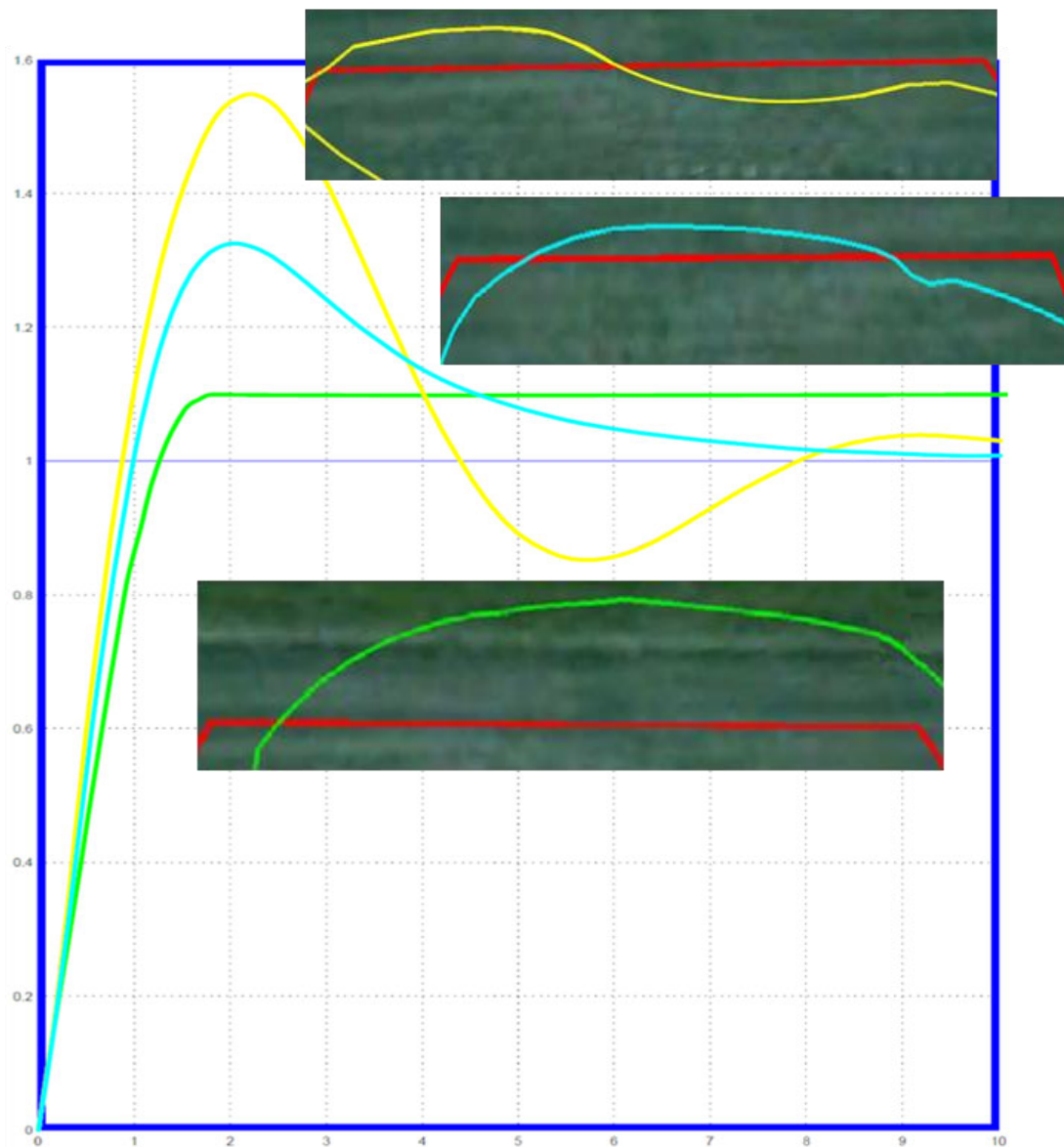


Figura 4.6. Comparativa gráfica de la respuesta al seguimiento GPS.

Se ha procedido, mediante Simulink, a simular el sistema consistente en un controlador PID, con discontinuidades no lineales a su salida que pretenden modelar el comportamiento del prototipo sobre el terreno. Por un lado, existe una holgura mecánica que afecta al sistema de

dirección que impide realizar correcciones por debajo de 5°, modelado con una “zona muerta” que anula la acción del controlador cuando se encuentra enmarcado dentro de una ventana centrada en 0. Por otro lado el sistema de recepción GPS no ofrece la coordenada en tiempo real, sino que se retrasa en función del tiempo que tarda el receptor en decodificar las tramas provenientes de los satélites, modelada como un retardo.

Con estos datos se simula el controlador PID y se obtiene el resultado gráfico mostrado en la figura 4.6. para cada una de las configuraciones probadas:

-Lap 1, trazado verde: El controlador P de baja ganancia es insuficiente para conseguir un trazado eficiente, el error en régimen permanente no le permite alcanzar el punto establecido y tan solo realiza la corrección con la proximidad del objetivo debido a que el error aumenta con la cercanía al punto final.

-Lap 2, trazado amarillo: El controlador PID de mayor ganancia efectúa correcciones bruscas permitiendo la reducción del tiempo de establecimiento, pese a requerir un segundo reajuste por el amortiguamiento de la excesiva corrección. Se alcanza convenientemente el punto establecido por la eliminación del régimen permanente.

-Lap 3, trazado azul: El controlador PI de ganancia más ajustada es el que consigue mejores resultados. La ganancia I elimina el error permanente, lo que corrige la trayectoria lo suficiente como para alcanzar convenientemente el punto. La eliminación de la ganancia D elimina los derrapes mejorando la estabilidad.

Derrapes en tierra y aire.

A efecto de control se puede extraer otra conclusión, y es que el desplazamiento del automóvil por el terreno y el de la aeronave por el aire presentan características físicas en común que hace que el control tenga puntos en común aplicables en ambos casos.

Con ala fija, la pérdida de control se produce en las mismas circunstancias que el derrape del automóvil en tierra, pues se produce cuando la dirección del desplazamiento varía de la dirección de la superficie que ejerce la fuerza, en el caso del automóvil la dirección de giro de las ruedas y en el caso del avión el ángulo de ataque del ala (diferencia entre la dirección del viento relativo y la cuerda del ala). Por tanto la pérdida de adherencia de las ruedas con el suelo es equivalente a la pérdida de la adherencia del flujo laminar del aire.

Cabe recordar que la entrada en pérdida sucede cuando desaparece la adherencia del flujo laminar, se incrementa el ángulo de ataque y se disminuye la velocidad relativa del aire. Análogamente al aeroplano, en el automóvil sucede con el aumento del cambio de dirección a excesiva velocidad (la mayor adherencia en el aire se produce a velocidades altas, mientras que

la mayor adherencia en tierra se produce a velocidades bajas). Esto influye en la velocidad con la que se pueden realizar correcciones en el control.

Al contrario de lo que sucede con las aeronaves de ala fija, los de ala giratoria como los helicópteros y multihélices (cuadricópteros, hexacópteros y octocópteros) obtienen la sustentación con el control del giro de sus rotores (formados por palas de perfil aerodinámico igual que las alas) y no desplazando la aeronave completa por el medio.

Las altas velocidades de las palas sumado a ángulos de ataque, denominado paso, controlados en unos diseños (helicópteros de único rotor con colectivo y plato de control cíclico) o fijos en otros (son palas rígidas, la inmensa mayoría restante) hacen muy difícil que el rotor pierda eficacia debido a cambios en el paso o velocidad de giro, por lo que se pueden realizar maniobras más enérgicas sin pérdida ni de sustentación ni de control, cosa que no permite la aeronave de ala fija.

Por ello, la configuración más adecuada para los reguladores PID del aeroplano será similar a la que se ha experimentado que es más adecuada para el automóvil, es decir, P será la ganancia predominante; I será función de las holguras mecánicas, sensibilidades de los sensores y cuantificación de los actuadores, permitiendo eliminar el error en régimen permanente; y D contendrá un valor nulo o muy cercano a 0 para evitar que el vehículo reaccione ante un error con una corrección exagerada que provoque pérdida de control.

En el caso de configurar el sistema para el control de un multihélice, es precisamente la ganancia D la que posibilita el vuelo estable de estas aeronaves. Pese a que se trata de vehículos más inestables, la tracción de sus propulsores permiten transmitir al medio las correcciones enérgicas y anticipativas que proporciona esta ganancia, con lo que se puede conseguir un control altamente eficiente con absoluta estabilidad y maniobrabilidad.

4.2. Pruebas de la tercera fase: Prototipo aéreo.

En esta tanda de pruebas se comprobará el correcto funcionamiento de la tarjeta diseñada para albergar el microcontrolador de la familia 8051F580 de Silicon Labs. Para poder manipular la tarjeta de control junto con todos sus periféricos se ha integrado la bandeja fabricada en madera de balsa (figura 3.24.) en una estructura del mismo material, con el objetivo de facilitar la interconexión entre los distintos niveles:

- El nivel superior alberga los sensores, es decir, la IMU (posicionada correctamente en orientación XYZ = norte, este, abajo), el receptor GPS y el sensor diferencial de presión. Adicionalmente cabe la posibilidad de acoplar una micro cámara que realizará un registro visual de los movimientos al que se somete el sistema.

- En el nivel intermedio se sitúa la tarjeta de control, ya que necesita interconexión con ambos niveles.
- En el nivel inferior se sitúan el receptor de la emisora y la fuente de alimentación principal, que suministra tensión regulada a 6V para la emisora y los servos. Esta disposición permite la colocación de la antena bajo toda la estructura, e incluso si fuera necesario, en el exterior del fuselaje mediante la práctica de un orificio pasante en la parte inferior del mismo.

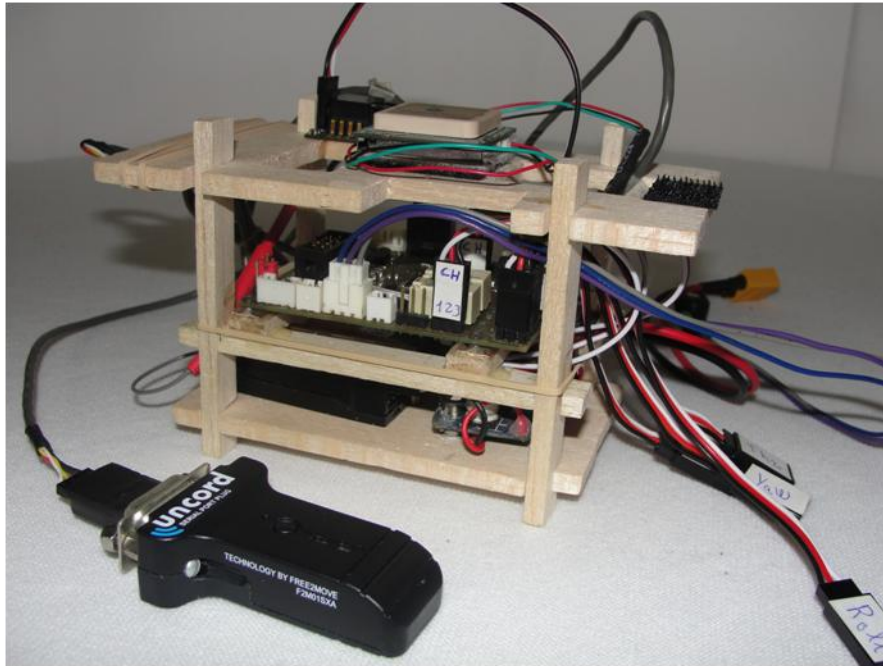


Figura 4.7. Fotografía de la estructura que soporta el equipo.

Una vez que todos los componentes están debidamente conectados, se realizan cuatro tipos de pruebas para cerciorarse del correcto funcionamiento de todos los componentes a la vez.

4.2.1. Pruebas en tierra.

Primera prueba: representación gráfica.

Para esta primera prueba se implementa una sencilla función que envía todos los valores medidos por la IMU, además del cálculo de la posición mediante el filtro complementario.

Transmitidos los datos mediante la conexión inalámbrica por Bluetooth, se representan mediante la ayuda de Matlab, lo que dará una idea de la precisión con la que contará el sistema inercial de medida.

En primer lugar se toman muestras con el sistema firmemente apoyado sobre la mesa y se toma medida de lo que sucede. Tal como se esperaba, se puede observar en la figura 4.8. las características propias de cada componente.

Representado en magenta, la rampa indicativa del error acumulativo y creciente en el tiempo experimentado por el giroscopio, de pendiente constante y ausente de ruido.

En color verde, la ruidosa medida del acelerómetro, cuya lectura (y calculada la posición horizontal de 0°), oscila con una amplitud cercana a 3° , cabe recordar que se encuentra en reposo.

En color morado, el módulo del vector resultante de los tres ejes del acelerómetro, es decir, la aceleración a la que es sometido, en este caso, la gravedad ($1g$). Pese a que el acelerómetro introduce una oscilación no pronosticable, el error medio calculado es cero, por lo que se puede calcular la posición con gran exactitud si se dispone del número suficiente de muestras.

Por último, en color azul, la posición filtrada mediante el filtro complementario, con unas ganancias del 50% para cada componente, de ahí que aunque mejorada frente a la medida exclusiva del acelerómetro, todavía representa cierto ruido.

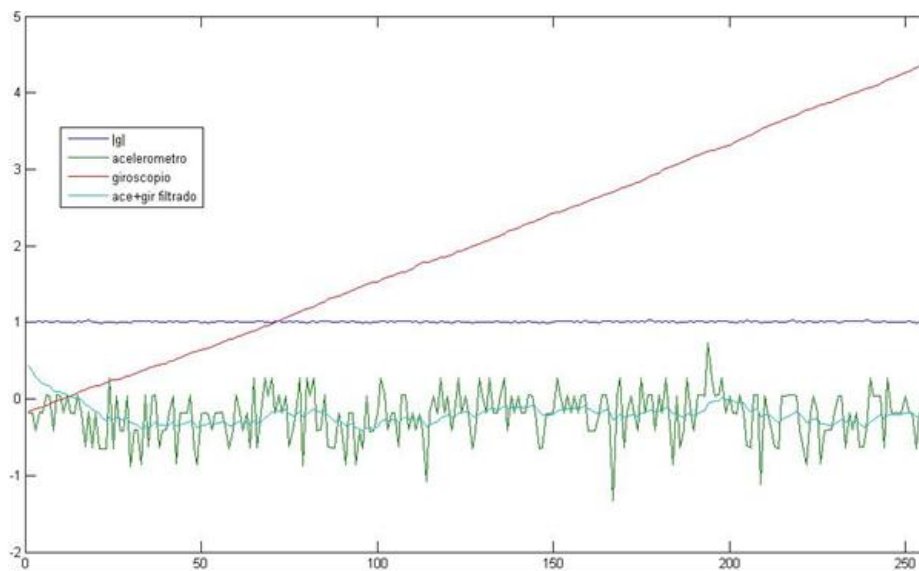


Figura 4.8. Representación de las medidas con el sistema en reposo.

En segundo lugar se aplica una oscilación (figura 4.9.), de algunos centímetros de amplitud, paralela a su plano horizontal, es decir, no cambia su posición. Pese a la modificación nula, se registra un erróneo cambio de la misma. Se debe a que el acelerómetro registra toda la aceleración lineal a la que es sometido, no sólo la que es interesante para el cálculo de la posición (la gravedad), sino la de todas las vibraciones que experimenta.

Es ahora cuando la medida registrada por el giroscopio resulta verdaderamente interesante para la estimación adecuada de la posición, ya que no registra alteración ninguna aparte del pequeño giro provocado por ejercer el movimiento manualmente. Así, pese a cometer picos de error de cerca de 80° sobre un máximo de 90° , el resultado del filtrado no supera los 10° , lo que supone una muy considerable mejora.

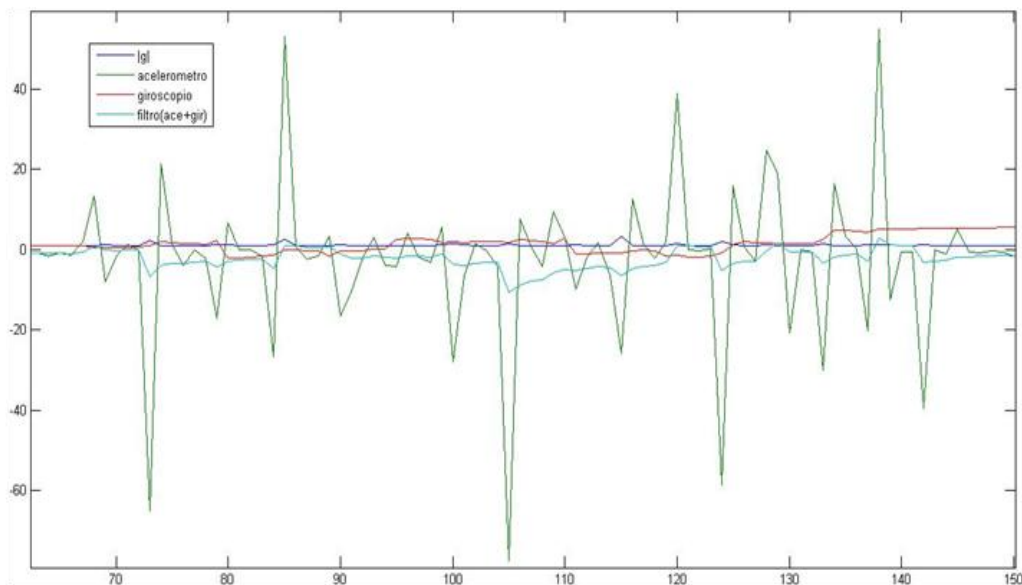


Figura 4.9. Representación de aceleraciones lineales que no alteran la posición.

En tercer lugar se aplican una serie de giros en sentidos alternos (figura 4.10.) sobre uno de sus ejes. Como representa la gráfica, se gira el sistema hasta que cada uno de los lados queda paralelo al suelo, describiendo giros de 90°.

Como se ha visto en los casos anteriores, la media visual de la medida del acelerómetro es la que mejor describe el movimiento, sin embargo registra hasta el más mínimo fallo en la continuidad de la ejecución. A su vez, el giroscopio determina que la posición tras el experimento se ha visto modificada en cerca de 25°, lo que es totalmente erróneo, pues la posición final es igual a la inicial.

Por ello, como en los casos anteriores, la más fiable de las representaciones resulta ser la del filtro complementario, cuyo perjuicio más característico se hace patente en el retardo que experimenta su resultado (la captura es de 250 muestras, lo que equivale a 2,5 segundos).

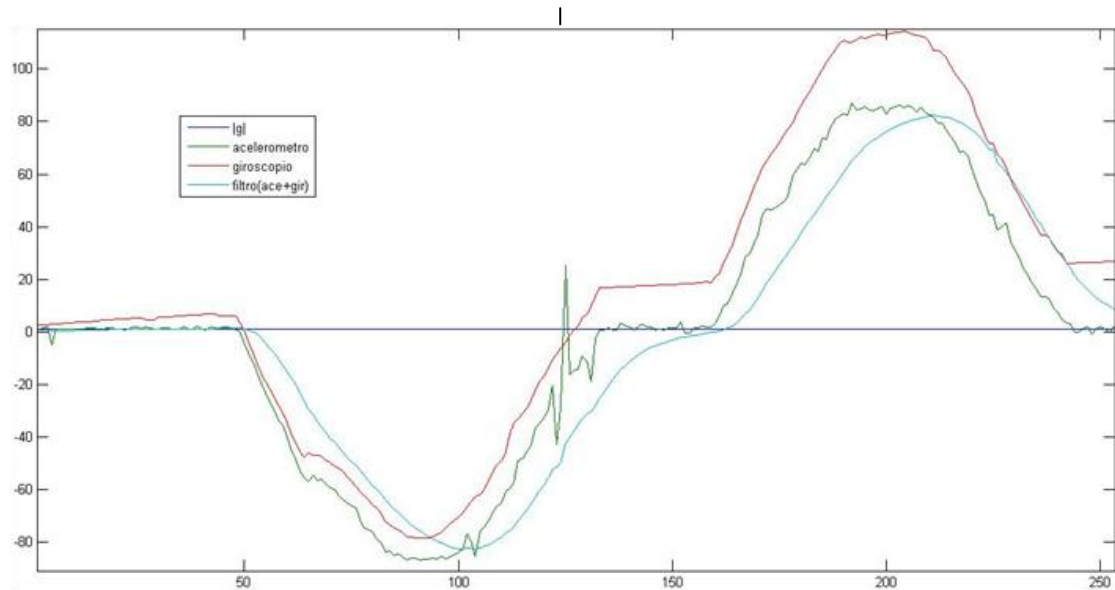


Figura 4.10. Representación de giros de 90° hacia ambos lados del mismo eje.

El retardo que experimenta la estimación del filtro complementario se puede alterar mediante la ponderación de cada uno de sus términos. De este modo, se realiza la cuarta captura (figura 4.11.), en la que se ha dado mayor ganancia a la medida del giroscopio (del 80%), cuya respuesta resulta más rápida que la acción de tomar varios valores del acelerómetro para calcular su valor medio (con el 20%).

El resultado es una mejora del cálculo, la estimación condensa la precisión del valor medio del acelerómetro con la precisión del valor instantáneo del giroscopio y la anulación de sus errores.

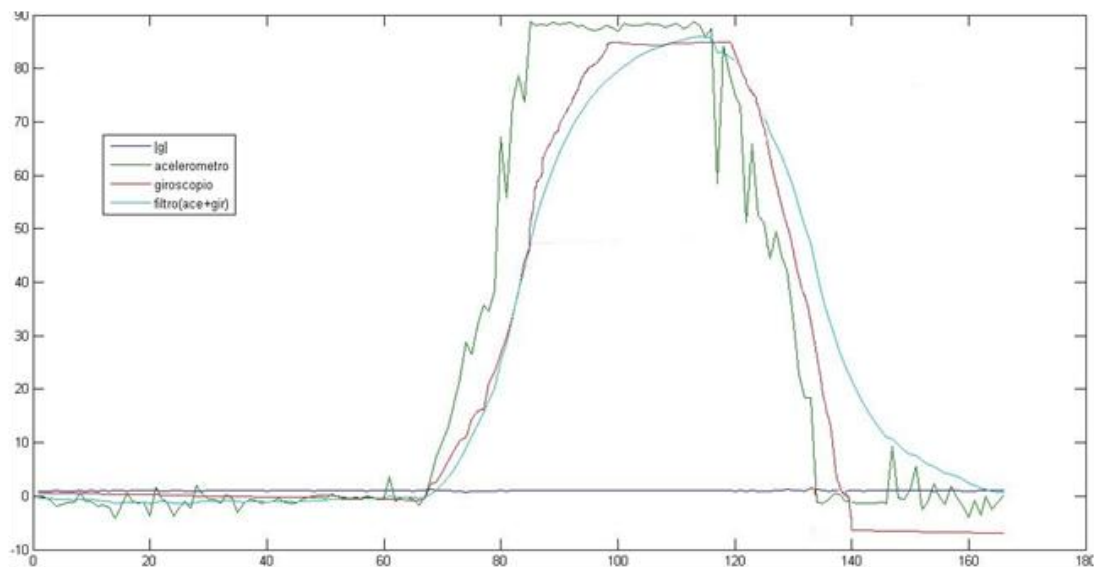


Figura 4.11. Representación un giro de 90° con las ganancias del filtro ajustadas.

Segunda prueba: Simulación.

Aunque matemáticamente carece de valor, quizá sea la más visual y representativa ya que refleja de un modo intuitivo los efectos de los cálculos desarrollados. Se programa en LabView una interfaz que dibuja un objeto en 3D, de manera que simula la posición en la que se encuentra.

El microcontrolador realiza el muestreo de los sensores de la IMU, calcula su posición mediante las matrices de rotación, y envía por Bluetooth los tres ángulos significativos para su representación. Es en este momento cuando se hace patente la necesidad del filtro complementario, ya que sin el algoritmo implementado resulta difícil adivinar en qué posición se encuentra la estructura, tan sólo afectada por la vibración transmitida mediante el brazo al sostenerla.

Sin filtrado, el leve temblor del pulso distorsiona completamente todo resultado obtenido, ya que el movimiento imperceptible al que se ve sometido es traducido por el acelerómetro como un verdadero caos, hecho que podría hacer catalogar el componente por sí solo como completamente inservible para este cometido.

Amortiguado este efecto con el filtro complementario el resultado es completamente satisfactorio puesto a que la reacción a los movimientos bruscos son incluso mejor caracterizados por el giroscopio que los lentos.

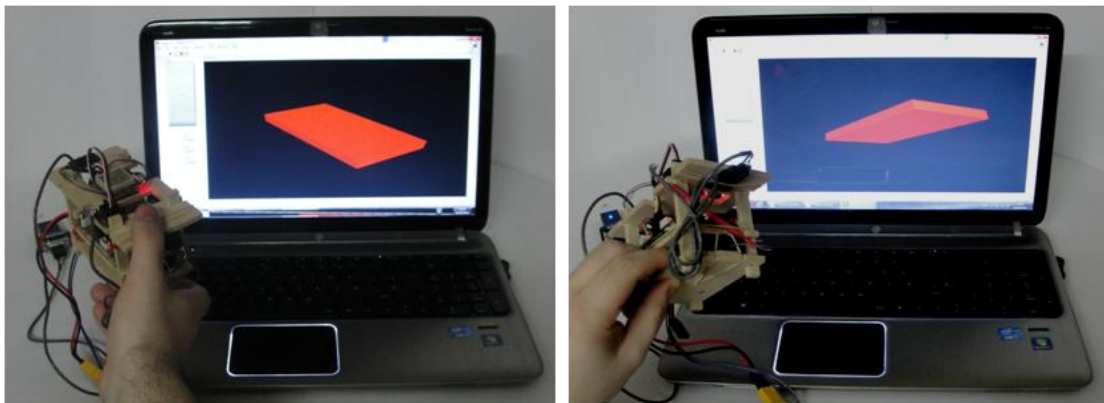


Figura 4.12. Simulación 3D, dos capturas con distintas posiciones.

Otra prueba ejecutada consiste en una interpretación distinta de las mediciones realizadas. En esta ocasión se simula la pantalla de un instrumento, un horizonte artificial. El sistema deberá quedar fijo y alineado con el PC, al igual que irá montado sobre el avión.

La representación de los tres ángulos se corresponde con la posición del PC, que actuaría como el display del instrumento hipotéticamente instalado en la aeronave, por lo que los movimientos representados serán los que experimente durante el vuelo. Las líneas largas se

deben corresponder con el horizonte, tanto en alabeo como en cabeceo, mientras que la información relativa al Heading se representa con una brújula en la parte inferior.

La representación se empleará para ser mezclada con el video extraído de la microcámara, que aplicando la técnica del croma, eliminará el fondo negro de la pantalla, permaneciendo las representaciones de color verde sobre el video capturado. Simulará una pantalla HUD (Head Up Display), un monitor especial que proyecta toda la información necesaria para el piloto sobre una lámina polarizada, de manera que puede acceder a ella sin necesidad de mover la cabeza ni modificar el enfoque visual.

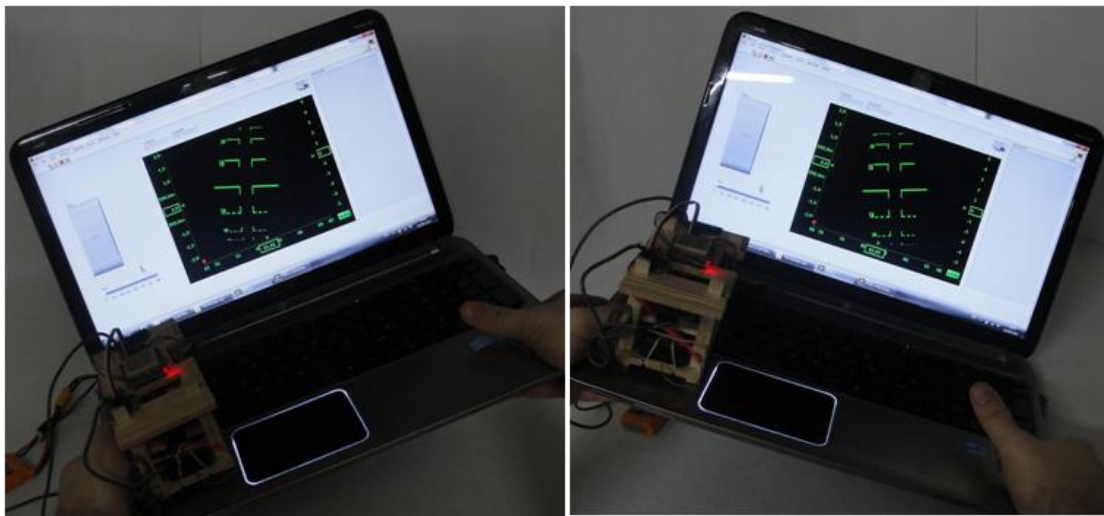


Figura 4.13. Simulación HUD, dos capturas con distintas posiciones.

En la pantalla HUD diseñada se representa el ángulo de cabeceo sobre las líneas del horizonte, al margen derecho la velocidad en Km/h, en el izquierdo la altitud en metros, y en el inferior el Heading. El puntero rojo sobre la brújula indica el Course o ángulo de aproximación para alcanzar el siguiente waypoint.



Figura 4.14. Video montaje con HUD.

La última prueba de interior consiste en sustituir la representación mediante PC por los verdaderos actuadores que incorporará el prototipo, los servomotores. Para ello se configura convenientemente la PCA0 como generador PWM, y mediante la modificación del ciclo de trabajo variar el ángulo de su eje. Cada uno de los servos representa cada una de las superficies de control (alerones, timón de dirección y de profundidad), y el acelerador del motor.

Se codifica un programa para asignar cada ángulo con el movimiento de cada uno de los servos y comprobar la reacción frente a cambios en la posición del prototipo. También se comprueba la conmutación a automático mediante el interruptor de la emisora. Mediante el cambio a manual o el apagado de la emisora se observa el cambio de actitud correspondiente.

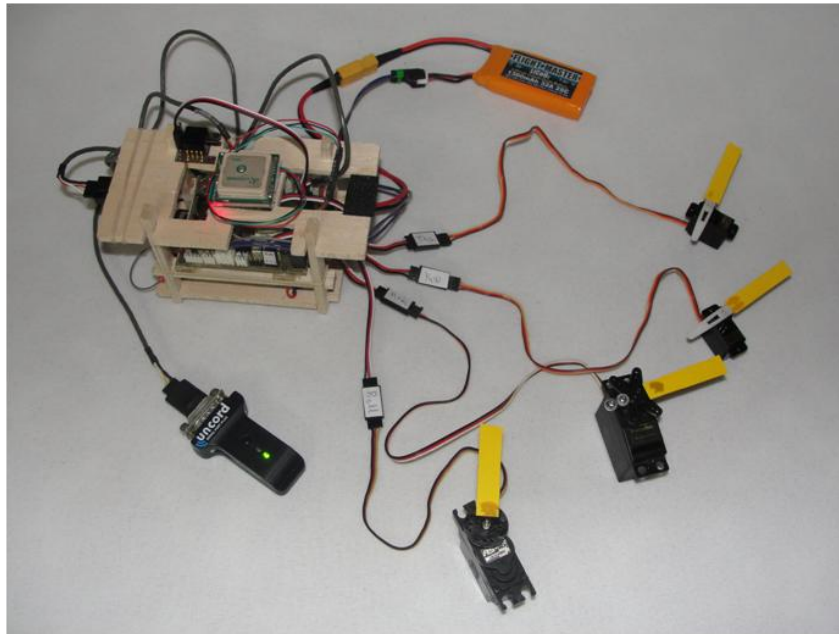


Figura 4.15. Conexión de los servos mediante cables especiales. Se observa que se alimentan mediante la toma de alta corriente de la batería, dado su elevado consumo.

Tercera prueba: Captura completa.

Comprobados todos los sistemas de medida y actuación, llega la hora de comprobar la correcta interpretación de la señal GPS, que únicamente se puede realizar en exterior para la correcta recepción de señal.

Para tener una referencia visual y así comprobar la correcta captura de los registros de actitud y GPS (variables tipo att y gps) se monta anexo al prototipo la microcámara anteriormente mencionada para su posterior edición con la representación del HUD.

Con todo el montaje debidamente sujeto al salpicadero de un vehículo, se pone en marcha y se realiza un pequeño trayecto para su posterior comprobación. Finalizado éste, se descarga mediante Bluetooth y pegando la información a la aplicación web GPS Visualizer se genera un archivo compatible con Google Earth siguiendo el mismo proceso con el que se verifica la ruta devuelta en el momento de ponerlo en funcionamiento (apartado 2.2.5. Diseño de rutas y generación del archivo exportable).

Se comprueba que el nivel de detalle de la captura es lo suficiente para el cometido buscado. La captura representada en la figura 4.16. consta de 2700 puntos, resultante de aproximadamente 45 minutos a una captura por segundo.

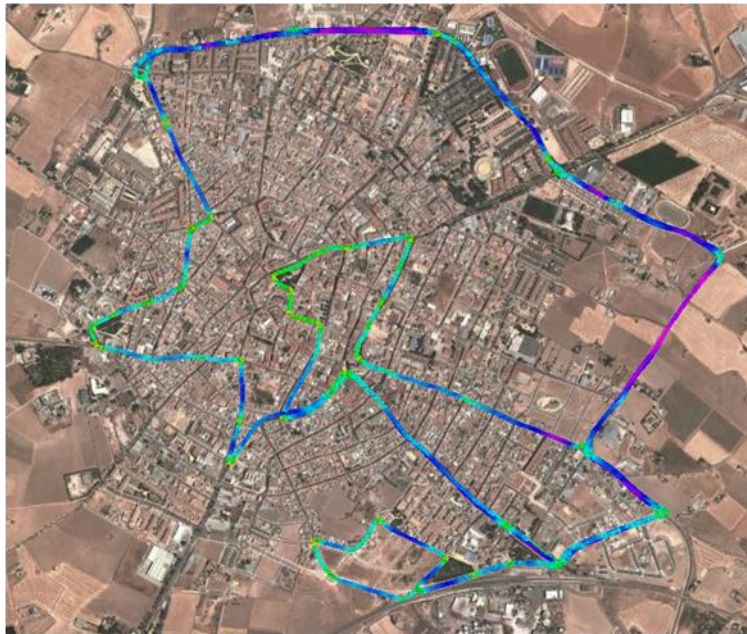


Figura 4.16. Mapa satélite con la captura realizada. Se representan con colores fríos las velocidades más altas, y con cálidos, las más bajas.

4.2.2. Pruebas aéreas.

Para realizar las pruebas aéreas se monta el sistema en el interior del habitáculo del avión, de manera que todos los conectores necesarios queden accesibles para la correcta operación de todos los órganos.

Para evitar la gran fuente de vibración que representa el motor de explosión, que distorsiona la medida de la IMU, se dispone de una bandeja fabricada con chapa de balsa, que irá amortiguada con unos amortiguadores de gel provenientes del desmontaje de un radio-CD de automóvil. La IMU ha de fijarse con tornillos de metal no férrico para no afectar a la medida del magnetómetro, en este caso se ha empleado tornillería de latón. Al mismo tiempo, se aprovecha esta circunstancia para integrar sobre la misma bandeja la microcámara que grabará lo que suceda, de manera que la imagen será más estable que en pruebas anteriores, en las cuales aparecía distorsionada por las vibraciones.

También se han dispuesto unos LEDs de alta potencia en los extremos de las alas, que lejos de cualquier objetivo únicamente estético, serán de gran utilidad para visionar desde el exterior, y a gran distancia, distintos eventos programados, como una baja tensión de la batería, el alcance de un nuevo waypoint, o la correcta conmutación de modo automático a manual y viceversa:

- LEDs NAV: Señalizan mediante una luz verde y roja (ala derecha e izquierda respectivamente) el alcance de un nuevo punto programado. En aeronaves tripuladas

indican la prioridad ya que se ha de ceder paso a la derecha, por ello otra aeronave situada a ese lado verá la luz verde, que le indica que tiene la prioridad.

- LEDs BEACON: Señalizan que la tensión de la batería se encuentra por encima del umbral de descarga, con luces rojas sobre y bajo el fuselaje. En la realidad indican que la aeronave tienen el motor en marcha.
- Luces STROBE: Son flashes que hacen más visible a la aeronave, indicarán si funciona en manual o en automático.

Aunque no resulta el lugar idóneo, el GPS se sitúa bajo las alas, y sobre la bandeja superior, ya que al estar fabricadas íntegramente en madera, no parece perturbar la señal recibida.

El montaje resultante queda con la apariencia de las figuras siguientes:



Figura 4.17. Aspecto exterior del vehículo, por fuera no se aprecian grandes modificaciones.

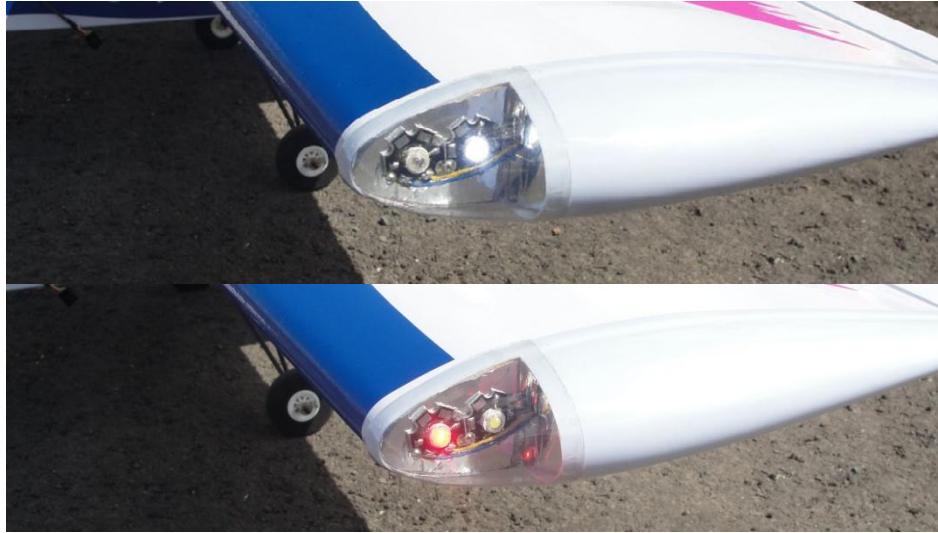


Figura 4.18. Detalle del extremo del ala izquierda, arriba muestra STROBE encendido, abajo, la luz NAV correspondiente a este lado.



Figura 4.19. Detalle de la bandeja amotiguada con la microcámara montada.

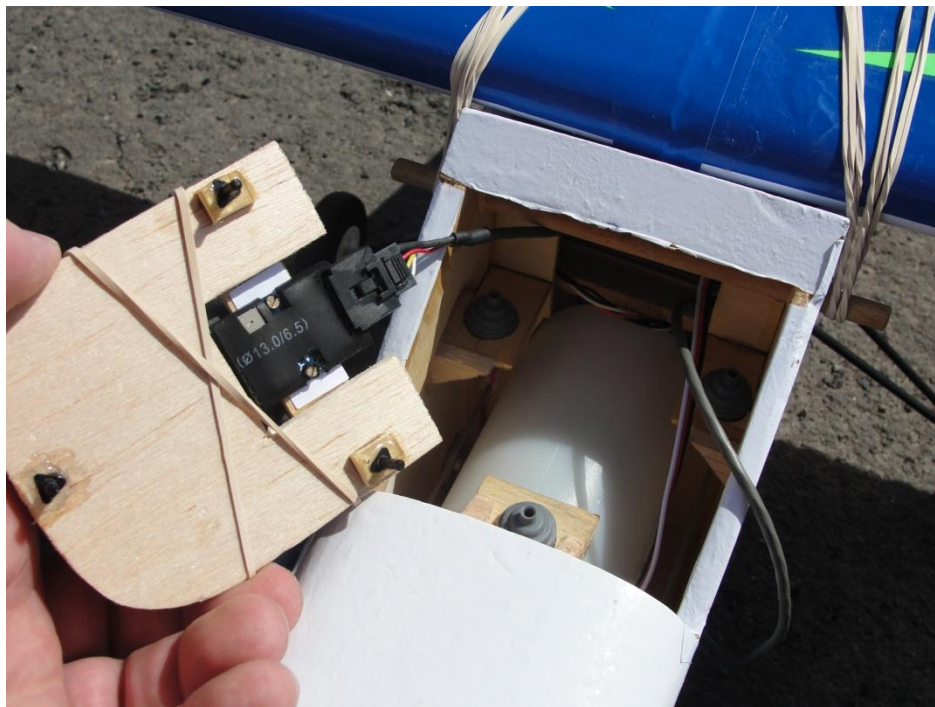


Figura 4.20. Detalle de la parte inferior de la bandeja amortiguada, donde se fija la IMU. En el interior se observan los amortiguadores de gel donde descansa.

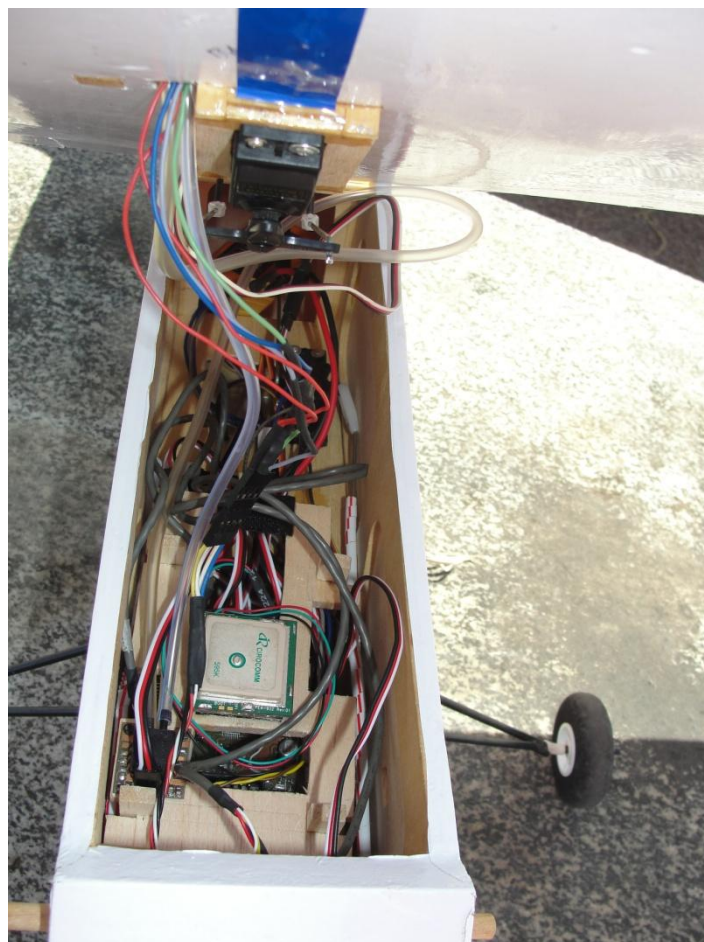


Figura 4.21. Detalle del interior donde se sitúa el chasis del sistema, ya conectado y operativo.

Primera prueba aérea.

Para una primera prueba se plantea una línea recta a lo largo de la pista, con rumbo 260°, y una altitud de 620m sobre el nivel del mar (8 metros sobre tierra).

- Desde el punto representado como A, en la figura 4.22. se inicia el despegue manual, y se asciende lo suficiente como para adquirir una cierta altitud de seguridad.
- En el punto B, tras un cierto margen de comprobación de la estabilidad de la aeronave (altitud constante) se conmuta a automático, y se comprueba la correcta ascensión hasta la altura programada.
- Tras adquirir la altitud deseada en el punto C, se conmuta a manual para su aterrizaje al final de la pista.
- En el tramo de C a D se desciende para tomar tierra.

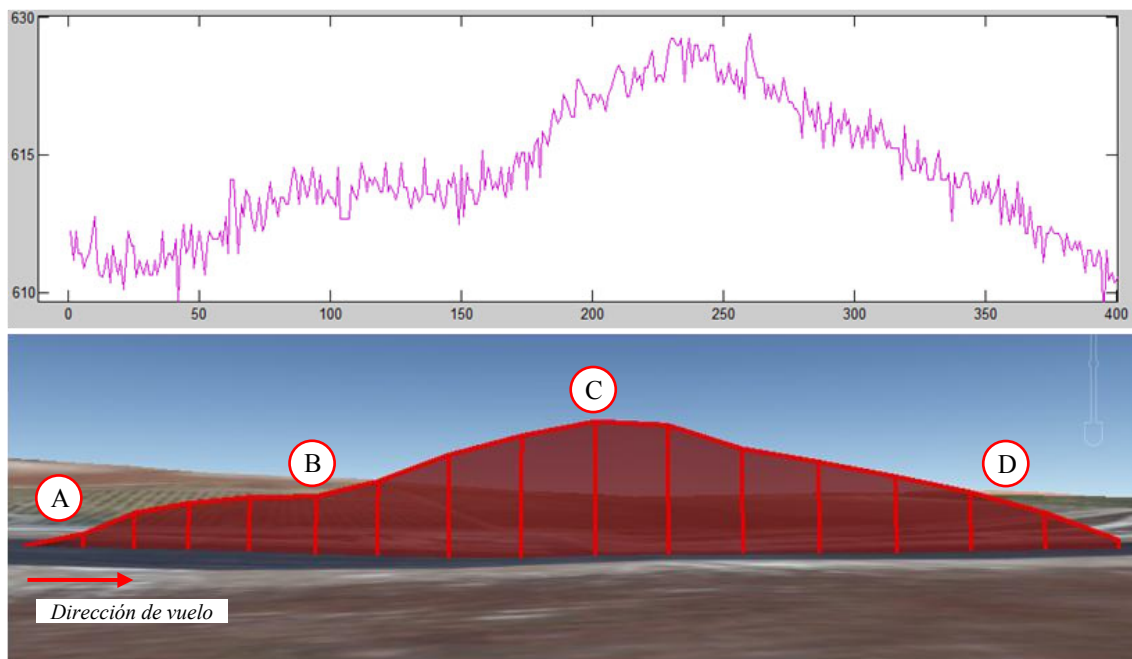


Figura 4.22. Representación del perfil de elevación de la primera prueba capturada. Arriba, representación de la altitud registrada por el barómetro, abajo la del GPS

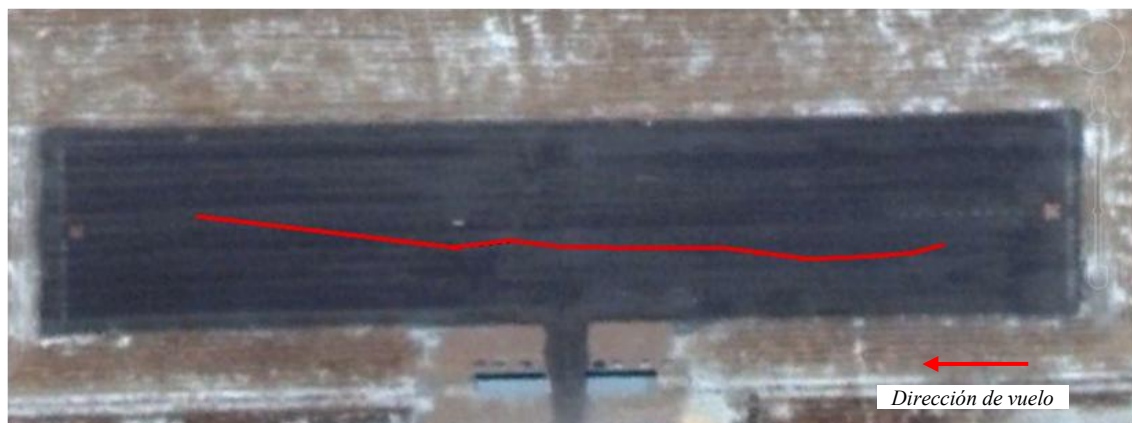


Figura 4.23. Representación GPS de la primera prueba capturada.

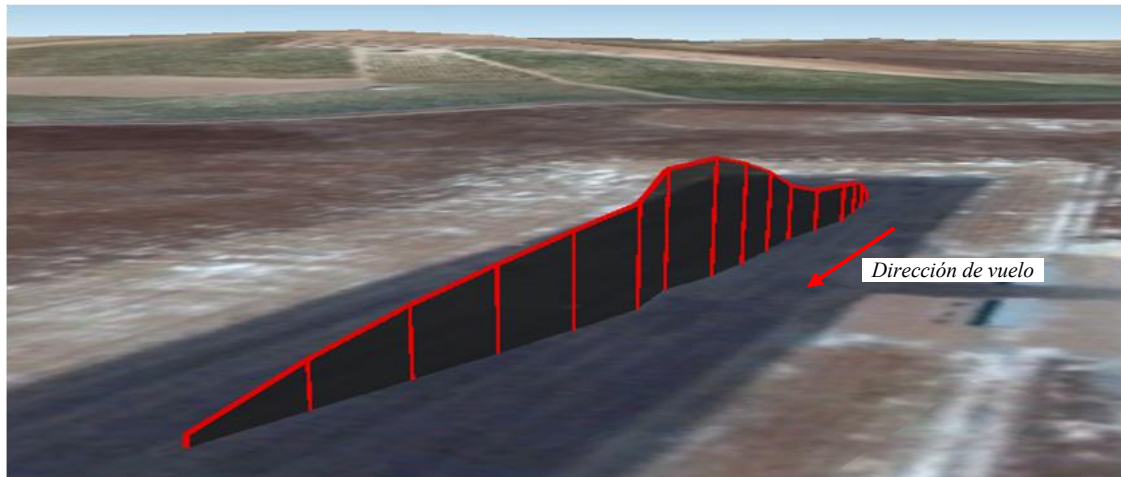


Figura 4.24. Representación GPS de la primera prueba capturada.

5. Conclusiones.

Tras la realización del presente proyecto se han obtenido las consecuciones:

- Desarrollo completo del protocolo para la confección, exportación, validación y representación, tanto de rutas como de capturas mediante GPS sobre aplicaciones de representación geográfica.
- Desarrollo de aplicaciones gráficas para la representación de parámetros obtenidos por el sistema mediante la plataforma de instrumentación LabVIEW.
- Desarrollo del software interfaz que permite al microcontrolador la comunicación tanto a plataformas de instrumentación como a consolas de texto, lo que permite la transmisión de datos y configuraciones desde cualquier terminal
- Desarrollo en lenguaje C de todos los algoritmos que hacen posible todas funciones para los que fueron diseñados los prototipos..
- Desarrollo del software que ejecuta el control como maestro sobre el bus I2C.
- Desarrollo del software que ejecuta el control como maestro sobre el bus SPI.
- Desarrollo del software que mantiene la comunicación del usuario mediante interfaz serie.
- Desarrollo hardware y software que ejecuta el control del vehículo terrestre.
- Desarrollo hardware y software que ejecuta el control del vehículo aéreo.
- Miniaturización y construcción con tecnología SMD de todos los prototipos.
- Validación del correcto funcionamiento de los prototipos construidos.
- Realización de las pruebas dentro de las posibilidades climáticas y espaciales que validan el funcionamiento de los prototipos.
- Desarrollo del software que permite exportar todo el contenido de la memoria Flash con el formato que requiere cada plataforma de representación gráfica.

Sobre los objetivos marcados al inicio del proyecto, cabe señalar que la fase de sintonización de las distintas variables y constantes que permiten el vuelo estable se encuentra tan sólo iniciada. Todas las ventajas que proporciona el empleo de una aeronave de ala fija (en sentido de estabilidad, capacidad de carga y facilidad de maniobra), se tornan ahora en desventajas, ya que no hay forma posible (a no ser de disponer de un túnel de viento) de depurar el funcionamiento del software.

Es el caso contrario al de los multicopteros, que se pueden sintonizar fijando el vehículo sobre un bastidor articulado, y con el sistema conectado al PC y los motores funcionando, calibrar la actitud simulando que se encuentra en vuelo. En el caso del avión, tan sólo se puede observar su comportamiento cuando se encuentra realmente en vuelo, a velocidades que superan los 50Km/h, por supuesto siendo imposible conexión alguna entre la plataforma de depuración y el sistema de control.

Ésta sin duda ha sido la mayor dificultad encontrada durante el proyecto, por ello se diseñó el sistema de registro en Flash, ya que es la única forma de tener constancia de lo que ha sucedido, cosa que ha sido fundamental.

Sobre la fiabilidad de los prototipos destaca que no ha habido incidencias sobre su funcionamiento, no ha ocurrido ninguna avería y no se ha requerido reparación alguna, lo que resulta satisfactorio para el cumplimiento de los objetivos.

5.1 Estado final y trabajo futuro.

A la finalización de la presente memoria, al prototipo todavía le queda tiempo de desarrollo para obtener un funcionamiento óptimo. Debido a las fechas estivales en las que se realizan las pruebas, las corrientes y rachas de viento debidas a la masa de aire calentada por el sol, resultan demasiado fuertes durante el día como para poder ejecutar un vuelo estable y fuera de peligro.

El desarrollo futuro requerirá la correcta sintonización de los reguladores PID, para que generen correcciones coherentes con la dinámica experimentada por el vehículo. Para ello se podría aprovechar cualquier otro período climático más estable, que permita una dinámica atmosférica más beneficiosa.

Otro aspecto a mejorar podría ser el autómata de control, cuyo funcionamiento puede verse mejorado tanto como la imaginación permita, siempre apoyándose en el sólido funcionamiento de las funciones básicas de control de los periféricos que se ha conseguido.

6. Bibliografía.

Geoposicionamiento:

<http://www.nmea.org/>

Navegación:

<http://www.alavela.es/media/docs/cursos/loxodromica.pdf>

Aeronáutica:

<http://www.manualvuelo.com/>

PID:

http://es.wikipedia.org/wiki/Proporcional_integral_derivativo

Manuales de fabricantes:

<http://www.futaba-rc.com/servos/analog.html>

http://www.flysky-cn.com/uploadfile/Download/FS-T4A_English_Manual.pdf

www.free2move.se/uploads/downloads/100_1228818380_Datasheet_F2M01SXA_20081209.pdf

ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/Acc-Rn-220XP-Battery-DS.pdf

www.all-battery.com/%5Cdatasheet%5CClipo25AhDatasheet.pdf

<http://www.superrobotica.com/s320122.htm>

http://elmicro.com/files/parallax/pmb-648_specification_v01.pdf

<http://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/21203N.pdf>

http://www.spansion.com/Support/Datasheets/S25FL008A_00.pdf

http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/ADXL345.pdf

http://www.adafruit.com/datasheets/BMP085_DataSheet_Rev.1.0_01July2008.pdf

http://www.adafruit.com/datasheets/HMC5883L_3-Axis_Digital_Compass_IC.pdf

<http://www.st.com/web/en/resource/technical/document/datasheet/CD00265057.pdf>

http://cache.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MP3V5004G.pdf